

Eine Architektur zur Schätzung kinematischer Fahrzeuggrößen mit integrierter Qualitätsbewertung durch Sensordatenfusion

Vom Fachbereich Maschinenbau an der
Technischen Universität Darmstadt
zur Erlangung des Grades eines
Doktor-Ingenieurs (Dr.-Ing.)
genehmigte

Dissertation

vorgelegt von

Dipl.-Ing. Nico Steinhardt (geb. Dziubek)
aus Frankfurt am Main

Berichterstatter: Prof. Dr. rer. nat. Hermann Winner

Mitberichterstatter: Prof. Dr.-Ing. Matthias Becker

Tag der Einreichung: 01.04.2014

Tag der mündlichen Prüfung: 08.07.2014

Darmstadt 2014

D 17

Vorwort

Die vorliegende Arbeit entstand während meiner Tätigkeit als wissenschaftlicher Mitarbeiter an den Fachgebieten Fahrzeugtechnik (FZD) und Physikalische Geodäsie und Satellitengeodäsie (PSGD) der Technischen Universität Darmstadt im Zeitraum von Oktober 2009 bis März 2014.

Mein Dank gilt besonders Herrn Prof. Dr. rer. nat. Hermann Winner, dem Leiter des Fachgebietes Fahrzeugtechnik und Doktorvater meiner Arbeit. Neben intensiven und hoch geschätzten Fachgesprächen gab er mir auch im persönlichen Bereich wertvolle Rückmeldungen. Durch die weitreichenden Freiheiten und das Vertrauen während der Arbeit am Fachgebiet, aber auch für die stetige Bereitschaft, mir bei Bedarf Unterstützung zu geben, habe ich in meiner Zeit bei FZD zahlreiche Erkenntnisse und Selbsterkenntnisse gewonnen. Dafür möchte ich mich herzlich bedanken.

Ebenso gilt mein Dank Herrn Prof. Dr.-Ing. Matthias Becker, dem Leiter des Fachgebietes Physikalische Geodäsie und Satellitengeodäsie und Korreferent meiner Arbeit. Auch bei seinen Mitarbeitern, allen voran Herrn Dr.-Ing. Stefan Leinen und Jens Martin, möchte ich mich für Rat und Tat herzlich bedanken. Nur durch die interdisziplinäre Zusammenarbeit der beiden Fachgebiete wurden die erreichten Ergebnisse erst ermöglicht.

Die Inhalte der Dissertation wurden im Rahmen eines Forschungsprojektes mit der Continental Teves GmbH & Co. oHG erarbeitet. Daher möchte ich mich zunächst für die Finanzierung, durch die das Forschungsprojekt ermöglicht wurde, aber auch für die hervorragende Zusammenarbeit und Unterstützung bedanken. Dies gilt insbesondere für Herrn Dr. Ulrich Stählin und Herrn Dr. Stefan Günthner als meine Ansprechpartner in der Anfangsphase, und die Herren Klaus Rink, Michael Zalewski, Richard Scherping und Carsten Haupt, die mir im Laufe des Projektes stets zur Seite standen.

Ebenso gilt mein Dank dem Sekretariat und der Werkstatt von FZD, die bei administrativen und technischen Fragestellungen stets spontan, hilfsbereit und kompetent zu Hilfestellungen bereit waren, aber auch persönlich durch Verständnis, Freundlichkeit und Humor manche komplizierte Situation zu meistern halfen. Auch unseren IT-Administratoren möchte ich herzlich dafür danken, nicht nur die im Alltag notwendige Infrastruktur bereitzustellen und zu erhalten, sondern auch für verschiedenste technische Sonderwünsche stets ein offenes Ohr und gute Einfälle zu haben.

Meinen Kollegen bei FZD möchte ich für ihre Hilfsbereitschaft, ihr Engagement, die fachlichen und persönlichen Gespräche, die gemeinsamen Erlebnisse und Erinnerungen, und für unseren lockeren und freundschaftlichen Alltag ganz besonders danken. Erst durch sie wurde die Zeit bei FZD zu einem unvergesslichen, verbindenden Erlebnis.

Weiterhin danke ich all jenen Studenten, die durch ihre Abschlussarbeiten oder Tätigkeiten als studentische Hilfskräfte maßgeblich zum Gelingen des Forschungsprojektes beigetragen haben. Hierbei seien meine langjährigen, stets verlässlichen Begleiter Björn Reuper, Dirk Heide und Daniel Surek besonders erwähnt.

Außerdem gilt mein Dank Herrn Dr.-Ing. Jochen Reichel von der Volkswagen AG für die durch ihn initiierte Spende eines VW Golf VI R, wodurch dem Forschungsprojekt genau zur rechten Zeit ein Versuchsfahrzeug zur Verfügung stand.

Ganz besonderer Dank geht an meine Familie. Meine Eltern Klaus und Helga Dziubek waren in ruhigen Zeiten des Projektes als interessierte, unvoreingenommene Gesprächspartner, aber gerade auch in schwierigen Zeiten durch ihre Geduld und Lebenserfahrung eine Hilfe von unschätzbarem Wert. Meine Schwiegereltern Horst und Rosemarie Steinhardt haben es stets verstanden, mich auch in Situationen mit großem Stress aufzumuntern und mir einige Tage der Entspannung zu verschaffen. Gleiches gilt für meine Schwieger-Großmutter Friedericke Leibold, die den Abschluss der Dissertation leider nicht mehr erleben durfte.

Die Kraft und den Mut, jeden Tag aufs Neue meine Ziele zu verfolgen, gab und gibt mir meine Frau Sara, die ich im Laufe meiner Tätigkeit bei FZD geheiratet habe. Ohne ihre Liebe, ihre Zuversicht, ihr Verständnis, ihre Unterstützung und ihren unerschütterlichen Glauben an mich wäre diese Arbeit nicht möglich gewesen. Dafür danke ich ihr aus ganzem Herzen.

Nico Steinhardt

Frankfurt, April 2014

Inhaltsverzeichnis

Abkürzungen.....	IX
Formelzeichen und Indizes	XI
Kurzzusammenfassung	XVII
1 Einleitung.....	1
1.1 Ausgangslage.....	1
1.2 Motivation und Zielsetzung.....	1
2 Grundlagen.....	3
2.1 Koordinatensysteme	3
2.2 Strapdown-Algorithmus	5
2.3 Verwendete Sensorik	5
3 Systemarchitektur	7
3.1 Anforderungen.....	7
3.2 Stand der Technik	9
3.3 Entwurf der Architektur.....	14
4 Sensordatenfusion	16
4.1 Anforderungen.....	16
4.2 Stand der Technik	17
4.3 Umsetzung Fusionsfilter.....	21
4.3.1 Auswahl des Fusionsfilters	21
4.3.2 Auswahl der Systemzustände des Basissystems	23
4.3.3 Auswahl der Systemzustände für enge Kopplung	24
4.3.4 Modellerte Systemzustände	25
4.4 Systemmodell	28
4.4.1 Konventionen, Definitionen, Substitutionen.....	28
4.4.2 Systemdifferentialgleichungen.....	30
4.4.3 Herleitung des diskreten Systemmodells	31
4.5 Messmodelle mit enger Kopplung.....	35
4.5.1 GPS-Codemessungen (Pseudoranges)	35
4.5.2 Differenzierte GPS-Trägerphasenmessungen (Deltaranges).....	39
4.5.3 Odometrie-Messungen	42
4.6 Beobachtbarkeitsanalyse	47
4.6.1 Analyseverfahren und Auswahl	47
4.6.2 Beobachtbarkeit der Zustände.....	49

4.6.3	Bedingte Beobachtbarkeit des Reifenrollradius.....	50
4.7	Optimierung des Filteralgorithmus	52
4.7.1	Initialisierung	52
4.7.2	Sequentielle Filterung	57
4.7.3	Entfall des Prädiktionsschrittes für den Zustandsvektor.....	58
4.7.4	Optimierung der Numerik.....	58
4.7.5	Sequentielles Update des Kalman-Gains	59
4.7.6	Optimierter Filteralgorithmus	60
4.8	Verzögerte Verfügbarkeit.....	61
4.8.1	Stand der Technik.....	61
4.8.2	Umsetzung	63
4.9	Plausibilisierung	65
4.9.1	Stand der Technik.....	66
4.9.2	Auswahl einer Plausibilisierungsmethode	69
4.9.3	GPS Codemessungen	70
4.9.4	Differenzierte GPS-Trägerphasenmessungen (Deltaranges)	74
4.9.5	Odometrie-Messungen	75
4.10	Integriertes Fusionsfilter.....	78
4.11	Ausblick Fusionsfilter	81
4.11.1	Bewegte Referenzsysteme	81
4.11.2	Begrenzung der Varianz-Kovarianz-Matrix.....	87
4.11.3	Fehlerdetektion durch Vergleich mit spezifizierten Grenzwerten.....	87
4.11.4	Speicherung von Fehlergrößen	88
4.11.5	Re-Initialisierung im Betrieb	89
4.11.6	Strategien bei Ausfall der IMU	89
4.11.7	Reifenmodell und Parameterschätzung.....	90
4.11.8	Realisierung der Ausrichtungsberechnung mit Quaternionen	91
5	Datenqualitätsbeschreibung.....	93
5.1	Motivation	93
5.2	Integritätsmaß.....	94
5.2.1	Anforderungen an Integrität.....	94
5.2.2	Stand der Technik.....	96
5.2.3	Auswahl eines Integritätsmaßes.....	103
5.3	Umsetzung Integritätsmaß.....	104
5.4	Integrität: Bewertung und Ausblick	107
5.4.1	Erfüllte Anforderungen	107
5.4.2	Allgemeingültigkeit	107
5.4.3	Gleichzeitige Störungen.....	108
5.4.4	Langsam anwachsende Fehler	108
5.5	Genauigkeitsmaß	110
5.5.1	Anforderungen an Genauigkeit.....	110
5.5.2	Stand der Technik.....	111

5.5.3	Konzeption eines Genauigkeitsmaßes.....	113
5.6	Umsetzung Genauigkeitsmaß	114
5.6.1	Datenquelle	116
5.6.2	Korrekturschritt	116
5.6.3	Transformationsschritt (Drehung).....	116
5.6.4	Integrationsschritt.....	117
5.6.5	Gesamtunsicherheit	118
5.7	Genauigkeit: Bewertung und Ausblick.....	118
6	Ergebnisse	121
6.1	Verifikationsmethodik	121
6.1.1	Soft- und Hardware	121
6.1.2	Parametrierung des Fusionsfilters	122
6.1.3	Kennwerte und Testfälle.....	123
6.1.4	Referenzsystem	126
6.2	Verifikation des Fusionsfilters	127
6.2.1	Störungen des Referenzsystems	129
6.2.2	Ergebnisse vollständiger Algorithmus	133
6.2.3	Vergleich: Ergebnisse bei Deaktivierung einzelner Verbesserungen	144
6.2.4	Fazit zur Verifikation des Fusionsfilters	147
6.2.5	Prüfung der Hypothesen zum Fusionsfilter.....	149
6.3	Verifikation des Integritätsmaßes	150
6.3.1	Verifikationsmethodik Integritätsmaß.....	150
6.3.2	Ergebnisse des Integritätsmaßes.....	152
6.3.3	Fazit zur Verifikation des Integritätsmaßes	159
6.3.4	Prüfung der Hypothesen zum Integritätsmaß.....	161
6.4	Verifikation des Genauigkeitsmaßes	162
6.4.1	Verifikationsmethodik Genauigkeitsmaß	162
6.4.2	Ergebnisse des Genauigkeitsmaßes.....	163
6.4.3	Fazit zur Verifikation des Genauigkeitsmaßes	166
6.4.4	Prüfung der Hypothese zum Genauigkeitsmaß.....	167
7	Fazit und Ausblick	168
7.1	Einordnung in den Stand der Technik	168
7.2	Ausblick.....	170
A	Anhang	174
A.1	Strapdown-Algorithmus	174
A.2	Summation von Fehlerinkrementen zu Gesamtfehlern	175
A.3	Berechnung der Erddrehrate in Navigationskoordinaten	176
A.4	Berechnung der Transportrate in Navigationskoordinaten.....	176
A.5	Berechnung der Coriolisbeschleunigung durch die Erddrehrate.....	177
A.6	Berechnung der lokalen Erdbeschleunigung in Navigationskoordinaten.....	177

A.7 Berechnung der Erdellipsoidparameter	178
A.8 Berechnung einer Drehmatrix	178
A.9 Berechnung eines Positionsinkrements	179
Literaturverzeichnis	180
Eigene Veröffentlichungen	186
Betreute studentische Arbeiten.....	188

Abkürzungen

Abkürzung	Beschreibung
<i>ABS</i>	Anti-Blockier-System
<i>ACC</i>	Adaptive Cruise Control
<i>ADMA</i>	Automotive Dynamic Motion Analyzer
<i>AIMA</i>	Autonomous Integrity Monitoring and Assurance
<i>AIME</i>	Autonomous Integrity Monitoring by Extrapolation
<i>ASIL</i>	Automotive Safety Integrity Level
<i>C/A Code</i>	Coarse / Acquisition Code
<i>CEP</i>	Circular Error Probable
<i>DGPS</i>	Differential GPS
<i>DIA</i>	Detection, Identification and Adaption
<i>DOF</i>	Degree-of-Freedom
<i>ECEF</i>	Earth Centered Earth Fixed
<i>EKF</i>	Extended Kalman-Filter
<i>eRAIM</i>	Extended RAIM
<i>ESC</i>	Electronic Stability Control
<i>GI-RAIM</i>	GPS/Inertial Receiver Autonomous Integrity Monitoring
<i>GLONASS</i>	Globalnaja nawigazionnaja sputnikowaja sistema
<i>GNSS</i>	Global Navigation Satellite System
<i>GPS</i>	Global Positioning System
<i>GRS1980</i>	Geodetic Reference System 1980
<i>HPL</i>	Horizontal Protection Limit
<i>IF</i>	Information-Filter
<i>IMU</i>	Inertial Measurement Unit
<i>KF</i>	Kalman-Filter
<i>LTV</i>	Linear Time Variant
<i>MEMS</i>	Micro-Electro-Mechanical System
<i>MMAE</i>	Multiple Model Adaptive Estimation
<i>M-PF</i>	Mixture Particle Filter
<i>NIORAIM</i>	Novel Integrity-Optimized RAIM
<i>NIS</i>	Normalized Innovation Squared
<i>PCI</i>	Parallel Cascade Identification
<i>RAIM</i>	Receiver Autonomous Integrity Monitoring
<i>RMS</i>	Root Mean Square
<i>RTK</i>	Real-Time-Kinematic
<i>SAPOS</i>	Satellitenpositionierungsdienst der deutschen Landvermessung
<i>SBAS</i>	Satellite Based Augmentation System
<i>SEP</i>	Spherical Error Probable
<i>SGE</i>	Slowly Growing Errors

<i>SPP</i>	Single Point Positioning
<i>ToA / TTA</i>	Time-to-Alarm
<i>UERE</i>	User Equivalent Range Error
<i>VAIM</i>	Vehicle Autonomous Integrity Monitoring
<i>VPL</i>	Vertical Protection Limit
<i>WGS84</i>	World Geodetic System 1984

Formelzeichen und Indizes

Lateinische Buchstaben

Symbol	Einheit	Beschreibung
\vec{a}	m/s ²	Beschleunigung
A	diverse	Zustandsübertragungsmatrix des Kalman-Filters
C	m/s	Lichtgeschwindigkeit im Vakuum
C_α	N/rad	Schräglaufsteifigkeit des Reifens
C_λ	N	Längsschlupfsteifigkeit des Reifens
\mathbf{C}_b^n	·/·	Wahre Ausrichtungsmatrix zwischen Navigations- und fahrzeugfesten Koordinaten
$\hat{\mathbf{C}}_n^n$	·/·	Fehler zwischen wahrer und geschätzter Richtungskosinusmatrix
\mathbf{C}_w^b	·/·	Drehmatrix zwischen fahrzeugfesten und radfesten Koordinaten
\vec{e}	·/·	Einheitsvektor
E	·/·	Erwartungswert
f	1/s	Abtastrate
\vec{g}^e	m/s ²	Modellierte Erdbeschleunigung
H	diverse	Beobachtungsmatrix des Kalman-Filters
\vec{i}	diverse	Innovationsvektor des Kalman-Filters
I	·/·	Einheitsmatrix
K	diverse	Verstärkungsmatrix des Kalman-Filters
l	m	Abstand zweier Satelliten zueinander
M^e	m	Meridiankrümmungsradius (WGS84-Modell)
N^e	m	Querkrümmungsradius (WGS84-Modell)
O	diverse	Matrix zur Bewertung der Beobachtbarkeit nach einem bestimmten Kriterium
P	diverse	Varianz-Kovarianz-Matrix der Zustandsschätzung des Kalman-Filters

Symbol	Einheit	Beschreibung
\mathbf{Q}	diverse	Varianz-Kovarianz-Matrix des Systemrauschens des Kalman-Filters
\vec{r}_{dyn}	m	Dynamischer Radrollradius (vektorielle Schreibweise zur Zusammenfassung aller Räder eines Fahrzeugs)
\mathbf{R}	diverse	Varianz-Kovarianz-Matrix des Messrauschens des Kalman-Filters
\vec{S}	m	Hebelarm-Vektor aus dem Ursprung
\mathbf{S}	diverse	Varianz-Kovarianz-Matrix der Innovation
t_d	s	Verzugszeit einer Sensormessung
TS	diverse	Teststatistik
\vec{v}	m/s	Fahrzeuggeschwindigkeit
\vec{V}	diverse	Gespeicherte, vergangene und wahre Arbeitspunkte des Kalman-Filters
\vec{x}	diverse	Zustandsvektor des Kalman-Filters
\vec{X}	diverse	Gespeicherte, vergangene und unkorrigierte Arbeitspunkte des Kalman-Filters
\vec{z}	diverse	Messvektor des Kalman-Filters

Griechische Buchstaben

Symbol	Einheit	Beschreibung
α	·/·	Irrtumswahrscheinlichkeit (falsch positiv)
β	·/·	Wahrscheinlichkeit für einen Fehllarm (falsch negativ)
$\overrightarrow{\delta a}$	m/s ²	Nullpunktfehler (Offset) der Beschleunigungsmesser
$\overrightarrow{\delta \omega}$	rad/s	Nullpunktfehler (Offset) der Gyroskope
δ_L	rad	Radlenkwinkel
δ	diverse	Gekürzte Beobachtung
Δt	s	Abtastintervall
ε	diverse	Fehlermaß
$\vec{\varepsilon}$	diverse	Restfehler der Schätzgrößen
θ	rad	Nickwinkel des Fahrzeugs
μ	diverse	Mittelwert
ξ	diverse	Fehlerschwellwert der Messwert-Plausibilisierung

Symbol	Einheit	Beschreibung
ϱ	diverse	Maximaler nicht detektierbarer Fehler
σ	diverse	Standardabweichung
$\vec{\varsigma}\vec{a}$	\cdot/\cdot	Skalenfaktorfehler der Beschleunigungsmesser
$\vec{\varsigma}\vec{\omega}$	\cdot/\cdot	Skalenfaktorfehler der Gyroskope
τ	s	Maximale Verzugszeit einer Sensormessung
τ_{Rec}	m	Uhrfehler des GPS-Empfängers multipliziert mit der Lichtgeschwindigkeit C
$\dot{\tau}_{Rec}$	m/s	Fehler der Drift des GPS-Empfängeruhrfehlers des GPS-Empfängers multipliziert mit der Lichtgeschwindigkeit C
\mathbf{v}	diverse	Steigungs- (Slope-) Matrix zur Berechnung des Protection-Levels
φ	rad	Rollwinkel des Fahrzeugs
$\vec{\phi}_e$	rad rad m	Absolutposition in erdfesten Koordinaten
$\Delta\vec{\phi}_n$	m	Auf die Absolutposition bezogenes Inkrement in Navigationskoordinaten
$\vec{\psi}$	rad	Ausrichtungswinkel zwischen fahrzeugfesten und Navigationskoordinaten
Ψ	rad	Gierwinkel des Fahrzeugs
$\vec{\omega}$	rad/s	Drehrate
$\vec{\omega}^e$	rad/s	Modellierte Erddrehrate
$\vec{\omega}^{tr}$	rad/s	Modellierte Transportrate
$\vec{\Omega}$	rad	Drehwinkel

Indizes

Index	Beschreibung
—	Prädizierte Variable (a-priori)
+	Korrigierte Variable (a-posteriori)
^	Geschätzte Größe
^	Durch das Basissystem berechnete Größe
\Rightarrow	Vektor zu einer Diagonalmatrix umgeformt
~	Variablen innerhalb einer sequentiellen Verarbeitung
<i>Algo</i>	Vom Fusions-Algorithmus kommend

<i>Ant</i>	Bezogen auf die Empfangsantenne
<i>approx</i>	Angenäherter Wert
<i>AS</i>	Zwischen den Antennen von Empfänger und Satellit
<i>b</i>	Fahrzeugfestes (Body-) Koordinatensystem
<i>b, x</i>	<i>x</i> -Achse im fahrzeugfesten Koordinatensystem
<i>b, y</i>	<i>y</i> -Achse im fahrzeugfesten Koordinatensystem
<i>b, z</i>	<i>z</i> -Achse im fahrzeugfesten Koordinatensystem
<i>Basis</i>	Bezogen auf das Basissystem
<i>Clk</i>	Bezogen auf die GPS-Empfängeruhr
<i>cor</i>	Bezogen auf die Coriolis-Beschleunigung
<i>Corr</i>	Korrigierter, d.h. um geschätzte Fehler befreiter Wert
Δ	Bei Zustandsgrößen des Fusionsfilters: Fehler-Inkrement
<i>DPH</i>	Bezogen auf Deltarange- (Differenzierte Trägerphasen)-Messungen
<i>e</i>	Erdfestes Koordinatensystem
<i>e, b</i>	Breitengrad in erdfesten Koordinaten
<i>e, h</i>	Höhe in erdfesten Koordinaten
<i>e, l</i>	Längengrad in erdfesten Koordinaten
<i>Eph</i>	Bezogen auf aus Ephemeridendaten berechneten Größen
<i>i</i>	Inertialkoordinatensystem
<i>i, x</i>	<i>x</i> -Achse im inertialen Koordinatensystem
<i>i, y</i>	<i>y</i> -Achse im inertialen Koordinatensystem
<i>i, z</i>	<i>z</i> -Achse im inertialen Koordinatensystem
<i>IMU</i>	Von der Inertialmesseinheit gemessener Rohwert
<i>in</i>	Eingangsgröße
<i>IST</i>	Wahrer, unbekannter Wert
<i>k</i>	Aktuelle Messepoche des Kalman-Filters
<i>k – 1</i>	Vorherige Messepoche des Kalman-Filters
<i>Mess</i>	Bezogen auf eine Messung
<i>Max</i>	Maximal
<i>n</i>	Navigationskoordinatensystem
<i>n, e</i>	<i>East</i> -Achse in Navigationskoordinaten

<i>n, n</i>	North-Achse in Navigationskoordinaten
<i>n, u</i>	Up-Achse in Navigationskoordinaten
<i>ODO</i>	Bezogen auf Odometrie-Messungen
<i>offs</i>	Offset / Nullpunktfehler
<i>out</i>	Ausgabegröße
<i>Pos</i>	Bezogen auf die Position
<i>PSR</i>	Bezogen auf Pseudorange-Messungen
<i>Q50</i>	Median (50%-Quantil)
<i>r</i>	Bezogen auf die vorhergehende Messepoche („recent“)
<i>ra</i>	Rauschen
<i>Ref</i>	Aus der Referenzmessung kommend
<i>RMS</i>	Root-Mean-Square
<i>s</i>	Verursacht durch Schlupf oder Schräglauf
<i>scale</i>	Skalenfaktorfehler
<i>w</i>	Radfestes (wheel-) Koordinatensystem
<i>w, x</i>	x-Achse im radfesten Koordinatensystem
<i>w, y</i>	y-Achse im radfesten Koordinatensystem
<i>w, z</i>	z-Achse im radfesten Koordinatensystem
<i>Whl</i>	Bezogen auf ein Rad

Weitere Nomenklatur

Vektoren sind kursiv mit einem Pfeil geschrieben: \vec{p}

Matrizen sind steil und fett geschrieben: \mathbf{P}

Die Transponierte einer Matrix \mathbf{P} wird durch ein hochgestelltes T dargestellt: \mathbf{P}^T

Die Transformation eines Vektors in die Diagonale einer quadratischen, sonst mit Nullen gefüllten Matrix wird durch einen doppelten Vektorpfeil dargestellt:

$$\vec{p} = \begin{bmatrix} p_x \\ p_y \\ p_z \end{bmatrix} \quad (1.1)$$

$$\vec{\vec{p}} = \begin{bmatrix} p_x & 0 & 0 \\ 0 & p_y & 0 \\ 0 & 0 & p_z \end{bmatrix} \quad (1.2)$$

Im Rahmen der Beschreibung zeitdiskreter Systeme wird der Begriff **Messepoche** zur Beschreibung eines zusammengehörigen Datensatzes zu einem Filterungsschritt eines Fusionsfilters verwendet. Anders als bei dem Begriff des **Abtastschrittes** ist hierbei jedoch nicht gefordert, dass die Messzeitpunkte der Daten übereinstimmen.

Ein tiefgestellter Index r für einen gespeicherten Wert aus der letzten („recent“) Messepoche einer Variablen verwendet. Der gespeicherte Wert einer Matrix \mathbf{P} aus der letzten Messepoche ist durch \mathbf{P}_r gekennzeichnet.

Kurzzusammenfassung

In der Fahrzeugtechnik kommen zunehmend redundante Sensoren mit heterogenen Messprinzipien bei steigenden Anforderungen an die Datenqualität zum Einsatz. Daraus ergibt sich die Motivation zu einer die Redundanzen nutzenden Systemarchitektur als zentraler virtueller Sensor mit integrierter Bewertung der Datenqualität. Anforderungen an eine solche Architektur werden hergeleitet. Auf deren Basis erfolgt die Auswahl eines Error-State-Space-Kalman-Filters als hierfür geeigneter Algorithmus. Für einen gegebenen Sensorsatz aus einer Inertialmesseinheit, GPS-Empfänger und Odometrie-sensorik wird das ausgewählte Konzept umgesetzt. Bedingungen für die Beobachtbarkeit der filterinternen Größen werden mit Fokus auf unterschiedliche Verfügbarkeiten von heterogenen Korrekturmessungen ermittelt. Aus den für Multi-Sensor-Umgebungen typischen Fehlern durch Zeitverzögerungen ergibt sich die Anforderung nach einer entsprechenden Kompensation. Eine neue Korrekturmethode für diese Fehler wird für das Fusionsfilter hergeleitet. Die vorhandenen Sensor-Redundanzen motivieren weiterhin zu einer Messdaten-Plausibilisierung für eine verbesserte Fehlerdetektion. Hierfür wird ein neuartiger Algorithmus mit adaptiver Sensitivität gezeigt. Das so erweiterte Filter ergibt eine echtzeitfähige, modulare und ausbaufähige Konkretisierung des Architekturkonzeptes. Für den Spezialfall eines sich auf einer bewegten Trägerplattform befindlichen Fahrzeugs wird ein allgemeingültiger Ansatz zur Behandlung von dadurch entstehenden Inkonsistenzen in den Messdaten gezeigt. Zur Erfüllung der Anforderung an eine Qualitätsbeschreibung werden Maße für die Integrität und die Genauigkeit der Daten hergeleitet. Das dabei konzipierte Integritätsmaß besteht aus einer Konsistenzprüfung sowie der Berechnung eines Vertrauensintervalls zur Abschätzung von Einflüssen nicht detektierbarer Störungen auf das Ergebnis. Dem Genauigkeitsmaß liegt die Anforderung einer über die Abschätzung der Gesamtunsicherheit hinausgehenden Genauigkeitsbeschreibung zugrunde. Daraus ergibt sich ein modulares Genauigkeitsmaß zur differenzierten Beschreibung einzelner Fehlertypen in Form eines Echtzeit-Datenblattes des virtuellen Sensors. Für die verwendeten seriennahen Sensoren wird gezeigt, dass das Fusionsfilter einen konsistenten fusionierten Datensatz ausgibt, der in seiner Genauigkeit und auftretenden Störungen mit Ergebnissen von aktuellen Referenzmesssystemen vergleichbar ist. Das stochastische Modell des Filters liefert für die erstellte Parametrierung qualitativ plausible, jedoch im Absolutwert zu niedrige Schätzunsicherheiten. Die Funktionsfähigkeit des Integritätsmaßes wird für einen ausgewählten Messdatensatz unter Berücksichtigung der zu niedrigen Schätzunsicherheiten verifiziert. Für das Genauigkeitsmaß wird gezeigt, dass eine in diesem Rahmen plausible Modellierung der einzelnen Fehlerarten erreicht wird. Auch der daraus berechnete Gesamtfehler ergibt eine realistischere Beschreibung als die im Filter geschätzten Varianzen alleine.

1 Einleitung¹

1.1 Ausgangslage

In aktuellen Kraftfahrzeugen kommt in nahezu allen Fahrzeugklassen eine steigende Anzahl an Assistenzsystemen zum Einsatz, die für ihre Funktionen auf Sensormessdaten angewiesen sind. In der Regel werden hierfür Sensoren verbaut, die trotz stark heterogener Messprinzipien und Eigenschaften redundante Informationen liefern. Diese vorhandenen, zumeist über Modelle nutzbaren Redundanzen werden teilweise lokal, d.h. in Steuergeräten bestimmter Anwendungen, verwendet, aber stets mit konkretem Bezug zum Gerät und der zugehörigen Software, z.B. zur Eigendiagnose. Insbesondere bei sicherheitskritischen Systemen ist der Aufwand zur Erkennung von Messfehlern und Sensordefekten sehr hoch. Eine darüber hinausgehende Bereitstellung der unter Verwendung der Redundanz aufbereiteten Information wurde bisher kaum umgesetzt. Ein möglicher Grund dafür ist die Vermeidung von Abhängigkeiten zu den die Informationen nutzenden Systemen.

Durch die wachsenden Ansprüche der Anwender an kooperative, komplexe Funktionen entsteht die Notwendigkeit, vorhandene Daten in einem vernetzten Umfeld immer stärker zu nutzen. Hardwareseitig wird in aktuellen Kraftfahrzeugen durch steigende Leistungsfähigkeit von Prozessoren und Bussystemen bereits eine entsprechende Umgebung geboten, jedoch sind auf Informationsebene durch die erwähnte Vermeidung von Abhängigkeiten noch Inkonsistenzen in den Daten zu erwarten. Unterschiedliche Messprinzipien und Fehlermechanismen von Sensoren, deren Verfügbarkeit, Abtastraten, Auflösung und Verzugszeiten, sowie Abhängigkeiten von Umweltbedingungen führen zu heterogenen Eigenschaften der Messdaten. Eine diese Eigenschaften berücksichtigende Verarbeitung zu einem konsistenten Datensatz findet aktuell nicht statt.

1.2 Motivation und Zielsetzung

Die erwähnte steigende Leistungsfähigkeit von Mikroprozessoren und die Verfügbarkeit von Bussystemen in Fahrzeugen bieten eine Grundlage, die große bereits zur

¹ Inhalte, Anlehnungen und Zitate aus vorangegangenen eigenen Veröffentlichungen, siehe Abschnitt „Eigene Veröffentlichungen“, sind innerhalb dieser Arbeit nicht explizit gekennzeichnet.

Verfügung stehende Menge an Messdaten zentral zu verarbeiten. Eine ganzheitliche, alle verfügbaren Sensoren umfassende Verarbeitung der Messdaten ermöglicht, einen konsistenten Datensatz mit gesteigerter Genauigkeit zu erzeugen.

Eine darauf aufbauende zentralisierte Bewertung der Signalqualität bietet das Potential, die Anwendungen um einen erheblichen Anteil der Fehlererkennung zu entlasten. Weiterhin entsteht durch die gegenseitige Überprüfbarkeit redundant gemessener Daten eine zusätzliche, die bisherigen Prinzipien ergänzende Möglichkeit zur Detektion von Fehlern und Störungen.

Damit ergibt sich das Ziel der Erstellung einer offenen, erweiterbaren Architektur zur zentralen Sensordatenfusion und Signalqualitätsbeschreibung. Deren Aufgabe ist, in Echtzeit mit möglichst geringer Latenz einen in seiner Genauigkeit gegenüber den einzelnen Sensormessdaten verbesserten Datensatz zu schätzen. Weiterhin ist die Qualität des Datensatzes zu bewerten. Als Ziele für die Robustheit der Fusion sind insbesondere die Erkennung und Kompensation von Störungen und die Funktionsfähigkeit in störungsbehafteten Umgebungsbedingungen zu nennen. Ziel für die Datenqualitätsbewertung ist die auch für unterschiedliche Anwendungen gültige, allgemeine Beschreibung der Integrität und der Eigenschaften der fusionierten Signale, um auch die Anforderungen für einen Einsatz in sicherheitskritischen Systemen zu erfüllen.

Ein weiteres Ziel ist, die hergeleitete Architektur für einen gegebenen Satz an Serien- oder seriennahen Sensoren umzusetzen und in ihrer Funktion zu verifizieren. Dieser besteht aus einer Inertialmesseinheit mit sechs Freiheitsgraden (*Inertial Measurement Unit, IMU*), Odometriesensorik sowie einem GNSS-Empfänger. Diese Auswahl ist bereits bei heutigen Fahrzeugen der Oberklasse für Fahrsicherheits- und Fahrerassistenzfunktionen in Anwendung, aber auch im Mittelklasse- und Kleinwagensegment kommt vermehrt eine Ausstattung mit ähnlichen Sensoren zum Einsatz. Damit ist dieser Sensorsatz als repräsentativ für die erwartete zukünftige Standardausstattung von Kraftfahrzeugen zu betrachten.

2 Grundlagen

2.1 Koordinatensysteme

Im Rahmen der Fusionsfilterung werden folgende Koordinatensysteme² verwendet:

- Fahrzeugfestes Koordinatensystem nach DIN70000³, auch bezeichnet als Body-Koordinatensystem. Vektoren in diesem Koordinatensystem sind durch ein tiefgestelltes b gekennzeichnet. Dieses kartesische Koordinatensystem ist im Kontext dieser Arbeit so definiert, dass der Ursprung in der IMU liegt, die x -Achse mit dem Index b,x ist in Fahrzeugrichtung nach vorne, die y -Achse mit dem Index b,y dazu senkrecht nach links, und die z -Achse mit dem Index b,z jeweils dazu senkrecht nach oben zeigt.
- Inertialkoordinatensystem. Vektoren in diesem Koordinatensystem sind durch ein tiefgestelltes i gekennzeichnet. Dieses kartesische Koordinatensystem ist so definiert, dass der Ursprung im Erdmittelpunkt liegt, die z -Achse liegt entlang der Rotationsachse der Erde, die x - und y -Achse liegen senkrecht zueinander in der Äquatorebene und sind anhand der Fixsterne ausgerichtet. Eine Inertialmesseinheit misst Beschleunigungen und Drehraten innerhalb dieses Koordinatensystems.
- Erdfestes Koordinatensystem nach WGS84. Vektoren in diesem Koordinatensystem sind durch ein tiefgestelltes e gekennzeichnet. Dieses Koordinatensystem ist so definiert, dass der Ursprung im Erdmittelpunkt liegt, es rotiert mit der Erde, daher ist es ein *Earth-Centered-Earth-Fixed (ECEF)*-Koordinatensystem. Die x -Achse liegt in der Schnittgeraden der Nullmeridian- und Äquatorebene, die z -Achse liegt entlang der Rotationsachse der Erde. Die y -Achse liegt entsprechend einem Rechtssystem senkrecht zur x - und z -Achse in der Äquatorebene. Im Folgenden werden die erdfesten Koordinaten in Form der auf das WGS84-Ellipsoid bezogenen geographischen Koordinaten in der Einheit rad angegeben. Die Achsen sind mit den Indizes e,l für Länge, e,b für Breite und e,h für

² Abschnitt orientiert an Wendel, J.: Integrierte Navigationssysteme, 2007, Abschnitt 3.1

³ Deutsches Institut für Normung: DIN70000 - Straßenfahrzeuge; Fahrzeugdynamik und Fahrverhalten, 1994, Abschnitt 1.2

ellipsoidische Höhe in der Einheit m bezeichnet. Für Berechnungen von Schwerewerten (Betrag des Schwerevektors) wird die Normalschwere des GRS1980-Modells⁴ als Näherung benutzt.

- Navigationskoordinatensystem. Vektoren in diesem Koordinatensystem sind durch ein tiefgestelltes $_n$ gekennzeichnet. Dieses kartesische Koordinatensystem ist im Kontext dieser Arbeit so definiert, dass der Ursprung wie auch beim fahrzeugfesten Koordinatensystem in der IMU liegt. Die Transformation von Vektoren zwischen den beiden Systemen wird daher alleine durch eine Drehung beschrieben. Diese Drehung um die Ausrichtungs-Achsen Yaw Ψ , Pitch θ , Roll φ ⁵ ist in Abschnitt A.8 beschrieben. Die bezüglich dem erdfesten System in Richtung Osten ausgerichtete *east*-Achse wird mit dem Index $_{n,e}$, die in Richtung Norden ausgerichtete *north*-Achse mit dem Index $_{n,n}$, und die entlang dem Schwerevektor nach oben ausgerichtete *up*-Achse mit dem Index $_{n,u}$ gekennzeichnet.
- Radfestes Koordinatensystem. Vektoren in diesem Koordinatensystem sind durch ein tiefgestelltes $_w$ gekennzeichnet. Dieses kartesische Koordinatensystem ist so definiert, dass der Ursprung im Radmittelpunkt liegt, die Ebene aus x - und y -Achse ist parallel zur x - y -Ebene des fahrzeugfesten Koordinatensystems ausgerichtet und um den Radlenkwinkel δ_L um die z -Achse verdreht. Die z -Achse ist parallel zur z -Achse des fahrzeugfesten Systems ausgerichtet. Hierbei gilt die Vereinfachung, dass der Sturzwinkel vernachlässigbar ist, δ_L bereits den Spurwinkel berücksichtigt, und dass die Drehung bei Änderungen des Lenkwinkels ausschließlich um die z -Achse stattfindet. Die Transformation zwischen fahrzeug- und radfesten Koordinaten ist somit durch eine translatorische Verschiebung in allen drei Achsen und eine Drehung um die z -Achse vollständig beschrieben.

⁴ vgl. Moritz, H.: Geodetic Reference System 1980, 2000

siehe hierzu auch Abschnitt A.6

⁵ vgl. Deutsches Institut für Normung: DIN70000 - Straßenfahrzeuge; Fahrzeugdynamik und Fahrverhalten, 1994, Abschnitt 2.2

2.2 Strapdown-Algorithmus

Der Strapdown-Algorithmus⁶ ist eine Rechenvorschrift zur kontinuierlichen Berechnung von Geschwindigkeit, Ausrichtungswinkel und Position aus Basis von Inertialmessungen. Wendel definiert den Strapdown-Algorithmus als „[...] eine Rechenvorschrift, die angibt, wie anhand von gemessenen Beschleunigungen und Drehraten aus der Navigationslösung zum vorherigen Zeitschritt die Navigationslösung zum aktuellen Zeitschritt berechnet wird. Die Strapdown-Rechnung lässt sich grob in drei Schritte einteilen: Propagation der Lage durch Integration der Drehraten, Propagation der Geschwindigkeit durch Integration der Beschleunigungen und Propagation der Position durch Integration der Geschwindigkeit.“⁷

Da die IMU Bewegungsgrößen in Bezug auf das Inertialsystem misst, findet im Strapdown-Algorithmus die Kompensation der zur Bestimmung der Bewegungsgrößen in erd- bzw. fahrzeugfesten Koordinaten als Störgrößen wirkenden Erdbeschleunigung und –drehrate, Coriolisbeschleunigung⁸ und Transportrate⁹ statt. Die für die Umsetzung des in dieser Arbeit gezeigten integrierten Navigationssystems verwendete Implementierung des Strapdown-Algorithmus ist in Abschnitt A.1 gezeigt.

2.3 Verwendete Sensorik

Der gegebene Satz aus Serien- oder seriennahen Sensoren, der als Grundlage für die in diesem Kontext durchgeführten Untersuchungen dient, wird im Folgenden beschrieben.

- Inertialmesseinheit (IMU)
Die eingesetzte Inertialmesseinheit besteht aus drei zueinander senkrecht angeordneten Beschleunigungssensoren (Akzelerometer), sowie drei ebenfalls zueinander senkrecht angeordneten Drehratensensoren (Gyroskope). Alle Sensoren sind in MEMS¹⁰-Technologie gefertigt und einer seriennahen Produktion für Automobilsensorik entnommen.

⁶ vgl. Titterton, D. H., Weston, J. L.: Strapdown Inertial Navigation Technology, 2004, Abschnitt 3.5

⁷ Wendel, J.: Integrierte Navigationssysteme, 2007, Abschnitt 3.3, S. 45

⁸ vgl. Titterton, D. H., Weston, J. L.: Strapdown Inertial Navigation Technology, 2004, Abb. 3.12

⁹ vgl. Titterton, D. H., Weston, J. L.: Strapdown Inertial Navigation Technology, 2004, Abschnitt 3.5.4

¹⁰ Micro-Electro-Mechanical System

Die Sensoren haben die folgenden, in Tabelle 2-1 genannten technischen Daten:

Tabelle 2-1: Technische Daten IMU

Sensor	Abtastrate	Messbereich	Auflösung
Beschleunigung	100 Hz	$\pm 3 g \approx \pm 29,4 \text{ m/s}^2$	16 bit
Drehrate	100 Hz	$\pm 2 \text{ rad/s}$	16 bit

- Odometriesensorik

Die verwendete Odometriesensorik besteht aus aktiven, bis in den Stillstand messfähigen Drehwinkel-Impulssensoren¹¹ zur differentiellen Raddrehwinkelbestimmung. Die summierte Änderung der Raddrehwinkel innerhalb des letzten Abtastintervalls Δt und die Drehrichtung werden ausgegeben. Zusätzlich wird ein absolut messender Lenkradwinkelsensor¹² verwendet. Dieser Sensorsatz ist unveränderter Teil des serienmäßig im Fahrzeug verbauten ESC-Steuergeräts.¹³ Die Sensoren haben die folgenden, in Tabelle 2-2 genannten technischen Daten:

Tabelle 2-2: Technische Daten Odometriesensorik

Sensor	Abtastrate	Messbereich	Auflösung
Raddrehwinkel	50 Hz	$\pm 1000 \text{ Impulse}/\Delta t$	$88/2\pi \text{ rad}$
Lenkradwinkel	50 Hz	$\pm 614,25^\circ$ $\approx \pm 10,72 \text{ rad}$	Winkel: 12 bit Vorzeichen: 1 bit

- GNSS-Empfänger

Der verwendete GNSS-Empfänger ist ein C/A-Code-Einfrequenz-Empfänger für GPS auf dem L1-Band vom Typ μ Blox Antaris 4¹⁴. Dieser gibt mit einer Abtastrate von 10 Hz Rohmessungen der Abstände der Phasenzentren von Satelliten- und Empfängerantenne (Pseudoranges) und die durch Trägerphasenmessung geschätzte Anzahl der Wellenlängen zwischen den Antennen. Durch zeitliche Differentiation, wie in Gleichung (4.69) beschrieben, werden diese zu Differenzgeschwindigkeiten (Deltaranges) umgerechnet. Weiterhin werden die vom GPS zur Verfügung gestellten Broadcast-Daten der Satellitenorbits (Ephemeridendaten) und der Ionosphärendaten ausgegeben.

¹¹ Reif, K.: Automobilelektronik, 2. Auflage, 2007. Abschnitte 4.6.4, 4.6.5

¹² Reif, K.: Automobilelektronik, 2. Auflage, 2007. Abschnitt 4.6.8

¹³ Reif, K.: Automobilelektronik, 2. Auflage, 2007. Abschnitte 9.3.1, 9.3.4

¹⁴ Datenblätter und Spezifikationen erhältlich auf www.u-blox.com

3 Systemarchitektur

Im Folgenden werden die für die Anwendung im Kraftfahrzeug spezifischen Anforderungen an eine Architektur zur Sensordatenfusion abgeleitet sowie und mit bestehenden Architekturkonzepten abgeglichen. Anhand dieser Anforderungen erfolgt die Auswahl und Konkretisierung einer Systemarchitektur zur Fusion von Messdaten mit heterogenen Eigenschaften.

3.1 Anforderungen

Als Voraussetzung für die Erstellung einer Systemarchitektur zur zentralen Datenfusion wird die Annahme getroffen, dass ein Fahrzeug eine Umgebung mit heterogenen Datenquellen und –nutzern darstellt. Eine über die reine Übermittlung der Daten von den Quellen zu den Nutzern hinausgehende Kommunikation wird im Allgemeinen nicht als zwangsläufig betrachtet, dieser Fall jedoch auch nicht ausgeschlossen. Eine Grundlage für die Fusion von Messdaten ist das Vorhandensein von Redundanzen¹⁵, also die mehrfache Messung gleicher physikalischer Werte. Hierbei ist es unerheblich, ob dies durch die mehrkanalige, direkte Messung der gleichen Größe geschieht (parallele Redundanz), durch die Umrechnung einer anderen Messgröße in die benötigte (analytische Redundanz) oder durch die Generierung von virtuellen Vergleichsmesswerten durch Modellannahmen (modellbasierte Redundanz). Grundlegende Anforderung ist, die Fusion so umzusetzen, dass sich unter der Voraussetzung korrekter Modellierung durch jede Einbeziehung zusätzlicher Messsignale die Qualität der fusionierten Daten verbessert. Daraus ergibt sich als weitere Anforderung, die Verwendung möglichst vieler Signalquellen mit Redundanzen zu anderen Signalquellen anzustreben, um vorhandenes Verbesserungspotenzial auch auszuschöpfen. Bedingt durch die heterogenen Messprinzipien entstehen zwangsläufig Unterschiede in den gemessenen Daten, die vom Fusionsfilter zu berücksichtigen sind:

- Synchrone oder asynchrone Messung zu anderen Signalquellen
- Unterschiedliche Messauflösung
- Verschiedene, möglicherweise nicht konstante Abtastraten
- Sich zeitlich ändernde Verfügbarkeit von Informationsquellen

¹⁵ vgl. Pourret, O. et al.: Bayesian Networks: A Practical Guide to Applications, 2008

- Abhängigkeiten von Umgebungsbedingungen
- Sich während des Betriebs dynamisch ändernde Genauigkeit

Sensorfehler¹⁶ lassen sich unabhängig von ihrer Ursache in systematische Anteile, quasistationäre, über mehrere Messungen konstante Anteile wie z.B. einen Offset oder Skalenfaktorfehler, und stochastische, von Messung zu Messung zufällige Anteile wie z.B. Rauschen, unterteilen. Während die zufälligen Anteile prinzipiell nicht deterministisch korrigierbar sind, lassen sich bekannte systematische Fehler modellbasiert, sowie quasistationäre Fehler bei gegebener Beobachtbarkeit messtechnisch korrigieren. Negative Auswirkungen auf das Fusionsergebnis beim Auftreten nicht korrigierbarer, signifikanter Fehler lassen sich bei gegebener Erkennbarkeit zumindest vermeiden.

Somit ist für die Fusion auf Sensorseite Robustheit gegen zufällige Störungen sowie die Erkennung und die Kompensation von deterministischen Fehlern gefordert. Ebenso sind zeitliche Einflüsse auf die Messdaten zu korrigieren und temporäre Ausfälle oder die Nichtverfügbarkeit von Sensoren zu überbrücken. Um den größtmöglichen Nutzen der Fusion für die Qualitätsverbesserung der Daten zu erreichen, ist die Optimalität im Sinne der kleinsten Fehlerquadrate¹⁷ des Schätzalgorithmus gefordert.

Durch die Verarbeitung redundanter Daten zu einem konsistenten Ergebnis sind Fehler einzelner Messungen nach der Verarbeitung nicht mehr eindeutig erkennbar oder einer Ursache zuzuordnen. Um spezifische Fehlerbehandlungsmethoden von Nutzerfunktionen weiterhin zu ermöglichen oder zu verbessern, ist eine Anforderung an das Fusionsfilter, auch Informationen über Fehler und die Signalqualität an die Nutzerfunktionen weiterzuleiten. Ohnehin ist, bedingt durch die zentrale Verarbeitung aller an der Fusion beteiligten Signale, die Integration einer Fehlererkennung und, soweit möglich, einer Kompensation oder Isolation von Messfehlern im Fusionsfilter naheliegend. Neben der in den meisten Fällen verfügbaren Selbstdiagnosefähigkeit von Signalquellen und modellbasierten Plausibilisierungsmethoden besteht eine Überprüfbarkeit mit weiteren, redundanten Signalen. Dadurch lässt sich eine im Vergleich zu herkömmlichen Fehlerdetektionsmethoden verbesserte Erkennbarkeit, und gegebenenfalls auch Kompensation von Fehlern erreichen.

Um bestehende Funktionen weiterhin uneingeschränkt zu nutzen, ist für die von der Fusion ausgegebenen Daten gefordert, dass die Datenrate und die Auflösung die Anforderungen der anspruchsvollsten Funktion im System erfüllen. Informationsgehalt und Freiheitsgrade der fusionierten Daten sind als gleich oder höher als vor der Verwendung des Fusionsfilters gefordert. Weitere Anforderung ist, dass durch den mit der Fusion eingeführten zusätzlichen Verarbeitungsschritt in der Signalverarbeitungskette der

¹⁶ Niebuhr, J., Lindner, G.: Physikalische Messtechnik mit Sensoren, 2002, Abschnitt 1.2.2

¹⁷ vgl. Simon, D.: Optimal State Estimation, 2006, Abschnitt 3

dadurch bewirkte Verzug bzw. die Gruppenlaufzeit zumindest bekannt, und dabei möglichst konstant und klein ist. Damit wird der Einfluss des Filters auf die Bandbreite der Signale reduziert. Dies bedeutet insbesondere auch, dass die Verwendung von Messdaten mit großer Verzugszeit nicht zu einer Erhöhung der Latenz des Fusionsfilters führt. Zur weiteren Nutzung der fusionierten Daten ist gefordert, dass solche Einflüsse der Signalverarbeitung bekannt sind, und Informationen darüber als weitere Beschreibung der Signalqualität mit ausgegeben werden.

Im Folgenden wird ein Überblick über bestehende Architekturkonzepte gegeben, eine die Anforderungen erfüllende entsprechende Architektur entwickelt, daraus ein Fusionsfilter konzipiert und Bausteine einer Qualitätsbeschreibung für die fusionierten Signale gezeigt.

3.2 Stand der Technik

Im Bereich Kraftfahrzeugtechnik wird von Anwendungsseite häufig die fahrstreifengenaue Ortung, zumindest aber Genauigkeit im Bereich weniger Meter gefordert. Besondere Herausforderung im Straßenverkehr ist hierbei die regelmäßig auftretende Sichtverdeckung von Navigationssatelliten oder Störung der Signale durch Reflektion oder Mehrwegeempfang. Weitere Anforderung beim Einsatz in Kraftfahrzeugen, insbesondere in Bezug auf die durch den Einsatz entstehenden Kosten, ist die Verwendung von Sensorik aus einer Serienproduktion. Hierfür zeigt Lutz¹⁸ am Beispiel von Einsatzfahrzeugen auf Flughäfen, dass die Verwendung eines faseroptischen Kreisels zusammen mit GPS nicht ausreicht, um in sicherheitskritischen Einsatzfällen stets die geforderte Genauigkeit zu erreichen. Dennoch ist dieses nicht die Anforderungen erfüllende System für einen verbreiteten Einsatz noch immer zu kostspielig. Als Lösung wird ein integriertes Navigationsfilter unter Verwendung von achsweiser Odometrie-Messung und Korrektur von Sensorfehlern mittels eines Kalman-Filters mit vollen Zuständen vorgestellt. Ein solches System mit MEMS-Drehratensensor, differentieller Odometrie und GPS-Stützung erfüllt die für den Einsatzfall gesetzten Anforderungen einer Positionsgenauigkeit von $< 5\text{m CEP}_{95}$ und niedrigen Kosten.

Ein weiterer Ansatz¹⁹ zur Verbesserung von integrierten Navigationssystemen mit einem Software-Empfänger und einem Tightly-Coupled Fusionsfilter erzielt eine sofortige Reakquisition von Satelliten nach einer Signalunterbrechung durch die Stützung der

¹⁸ Lutz, A.: Realisierung und Bewertung von Navigationsmethoden zur fahrzeugautonomen Positionsbestimmung mit low-cost Sensorik, 2008

¹⁹ Büsing, H.-G. et al.: Odometer-aided Instantaneous Signal Reacquisition for Automotive GNSS Receivers, 2011

Positionslösung mit Odometriedaten. Im Falle einer Verwendung dieses Ansatzes in einem Real-Time-Kinematic (RTK)-System bei Nutzung von Trägerphasenmessungen ist darüber hinaus die Stützung der Phasenmehrdeutigkeiten auch bei kurzen Empfangsunterbrechungen möglich.

Obst et al.²⁰ zeigen ein speziell für den Einsatz im Stadtgebiet optimiertes Verfahren, das eine Prädiktion und Vermeidung von GNSS-Empfangsstörungen durch die Modellierung der Umgebung mit dreidimensionalen Karten durchführt. Unabhängig davon erfolgt die Stützung des Fusionsfilters durch Geschwindigkeits- und Gierratenmessungen mit Hilfe von Odometriesensorik.

Architekturen für verschiedene Varianten integrierter Navigationssysteme im Allgemeinen, speziell aber für Ultra-Tightly-Coupling²¹, d.h. der Rückführung von Dynamikdaten in den GNSS-Empfänger, werden von Hwang et al.²² vorgestellt. Hierbei wird gezeigt, dass der verfolgte Ansatz mehrere algorithmische Varianten vereint, jedoch aufgrund der Komplexität und der hohen notwendigen Abtastrate nur eingeschränkt für Echtzeitanwendungen verwendbar ist.

Für die Anwendung in Fahrerassistenzsystemen zeigt Darms²³ mehrere Varianten grundlegender Systemarchitekturen. Insbesondere wird zwischen Fusion auf Rohdatenebene (von nur minimal vorverarbeiteten Daten), auf Merkmalsebene (von bereits vorverarbeiteten, auf die relevanten Inhalte reduzierten Daten) oder auf Entscheidungsebene (mit den Ergebnissen bereits ausgewerteter Daten) unterschieden. Als Fazit²⁴ für verschiedene Varianten der Datenfusion mit einem Kalman-Filter mit vollen Zuständen²⁵ wird gezeigt, dass selbst geringe Unterschiede in den Anforderungen der Funktionen dazu führen, dass optimale Ergebnisse nur mit unterschiedlichen Filteralgorithmen erzielt werden. Selbst ein adaptives Filter ist dabei nicht in der Lage, allen Optimalitätskriterien zugleich zu genügen. Weiterhin wird die Aussage getroffen, dass die Architektur zur Fusion heterogener Sensoren den Anforderungen der Anwendungen zu genügen

²⁰ Obst, M. et al.: Urban Multipath Detection and Mitigation with Dynamic 3D Maps for Reliable Land Vehicle Localization, 2012

²¹ auch als Deep Integration bezeichnet

²² Hwang, D. H. et al.: Unified Approach to Ultra-Tightly-Coupled GPS/INS Integrated Navigation System, 2011

²³ Darms, M.: Eine Basis-Systemarchitektur zur Sensordatenfusion von Umfeldsensoren für Fahrerassistenzsysteme, 2007

²⁴ Darms, M.: Eine Basis-Systemarchitektur zur Sensordatenfusion von Umfeldsensoren für Fahrerassistenzsysteme, 2007, Abschnitt 3.6

²⁵ Schätzung der absoluten Ausgabegrößen selbst, im Gegensatz zum später erklärten Error-State-Space- oder Open-Loop-Filter, in dem nur die Fehler dieser Größen geschätzt werden.

hat: „Soll die System-Architektur für Sensoren unterschiedlicher Messgenauigkeit geeignet sein, muss also die Abhängigkeit des Filteralgorithmus von den Eigenschaften der Anwendung berücksichtigt werden“.²⁶

Für das Kalman-Filter im Einsatz als linearisiertes Tightly-Coupled-System werden von Iqbal et al.²⁷ die Einschränkungen beschrieben, dass bedingt durch die Linearisierung des Systemmodells und die Verwendung von linearen Sensorfehlermodellen insbesondere bei MEMS-Sensoren keine optimalen Schätzergebnisse erzielt werden. Hierbei wird die Variante *Unscented Kalman-Filter* und das *Partikelfilter* als besser geeignete Filter vorgeschlagen.

Eine praxisnahe Implementierung eines Fusionsfilters in einem digitalen Echtzeitsystem wird von Schlotterer²⁸ vorgestellt. Hierbei wird ein integriertes Navigationssystem mit einem *Open-Loop-Kalman-Filter*²⁹ realisiert. Hierbei wird das Kalman-Filter zur Schätzung von Fehlern statt von vollen Zuständen verwendet. Diese Variante ist vorteilhaft, da hierbei die Initialisierung des Algorithmus beim Start zumindest teilweise implizit erfolgt, und dass die Filterdynamik von der Dynamik des Navigationssystems entkoppelt wird. Hierdurch ergibt sich die Möglichkeit, das Navigationssystem und das Filter mit unterschiedlichen Abstraten zu betreiben. Da die Fehler einerseits außerhalb des Filters korrigiert werden und damit im Filter einen Erwartungswert von Null besitzen, und andererseits die Dynamik der Fehler klein verglichen zur Dynamik der Fahrzeugbewegung ist, bleiben Fehler durch die Linearisierung des Fusionsfilters vernachlässigbar. Überdies werden verschiedene Verbesserungen³⁰ für das Filter gezeigt, die numerische Probleme bei der Verwendung in einem echtzeitfähigen, zeit- und wertediskreten System adressieren. Hierbei werden insbesondere die Verfahren der Skalierung der Zustände, der sequentiellen Korrektur und der UD-Zerlegung der Varianz-Kovarianz-Matrix genannt.

Der Begriff der Sensordatenfusion wird in Kraftfahrzeuganwendungen üblicherweise in zwei unterschiedlichen Kontexten verwendet:

²⁶ Darms, M.: Eine Basis-Systemarchitektur zur Sensordatenfusion von Umfeldsensoren für Fahrerassistenzsysteme, 2007, S. 43

²⁷ Iqbal, U. et al.: Pseudorange Error Correction in Partial GPS Outages for a Nonlinear Tightly Coupled Integrated System, 2013

²⁸ Schlotterer, M.: Robuste Schätzung und Sensorfusion zur Navigation von wiederverwendbaren Raumtransportern, 2007

²⁹ Identisch mit dem in dieser Arbeit verwendeten Begriff „Error-State-Space-Kalman-Filter“

³⁰ Schlotterer, M.: Robuste Schätzung und Sensorfusion zur Navigation von wiederverwendbaren Raumtransportern, 2007, Abschnitt 2.3

1. Zusammenführung von Messungen mit (größtenteils) unterschiedlichem Abdeckungsbereich, mit dem Ziel eines Datensatzes, der alle Abdeckungsbereiche in sich vereint (komplementäre Sensoren).³¹
 2. Zusammenführung von Messungen mit (größtenteils) gleichem Abdeckungsbereich, mit dem Ziel der Verbesserung der Messqualität (redundante Sensoren).³²
- In dieser Arbeit wird der Begriff der Fusion in diesem Kontext verwendet.

Für eine Fusion von Messdaten im Sinne von Punkt 2 ist Voraussetzung, dass redundant gemessene Daten verfügbar sind. Diese werden im Falle einer Parallelredundanz direkt miteinander verarbeitet, im Falle einer analytischen Redundanz vorher in die gleiche Größe umgerechnet. Zur Fusion von redundanten Daten sind unter anderem die im Folgenden genannten Architekturen geeignet:

- **Loosely Coupling:**³³

Die redundanten Daten werden wie in Abbildung 3-1 gezeigt als reine Feed-Forward-Architektur vom Sensor vorverarbeitet ins Filter eingespeist. Diese Struktur ist einfach, intuitiv und hat einen geringen Rechenaufwand. Allerdings werden hierbei der Sensor und seine Messfehler als Black Box modelliert, die Güte der fusionierten Daten ist direkt von der Güte des Sensors abhängig. Am Beispiel von GPS werden dem Fusionsfilter fertige Positionslösungen des Empfängers zugeführt, somit ist die Genauigkeit von den Eigenschaften des Empfängers abhängig und der Empfang von mindestens vier Satelliten zur Funktionsfähigkeit notwendig.³⁴

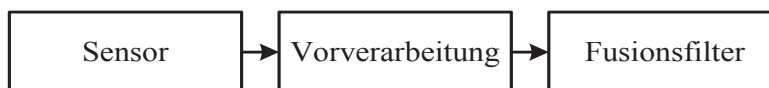


Abbildung 3-1: Architektur Loosely Coupling

- **Tightly Coupling:**³⁵

Die redundanten Daten werden ohne Vorverarbeitung als Rohmessdaten ins Filter eingespeist, das Verarbeitungsmodell ist somit wie aus Abbildung 3-2 ersichtlich ans Fusionsfilter gekoppelt. Diese Struktur mit mäßiger Komplexität und

³¹ Darms, M.: Fusion umfelderfassender Sensoren, 2009, Abschnitt 17.1.1.2

³² Darms, M.: Fusion umfelderfassender Sensoren, 2009, Abschnitt 17.1.1.1

³³ Groves, P. D.: Principles of GNSS, Inertial and Multisensor Integrated Navigation Systems, 2008, Abschnitt 12.1.5

³⁴ Hofmann-Wellenhof, B. et al.: Principles of Positioning and Guidance, 2003, Abschnitt 9.3.1

³⁵ Groves, P. D.: Principles of GNSS, Inertial and Multisensor Integrated Navigation Systems, 2008, Abschnitt 12.1.3

höherem, jedoch noch für Echtzeitanwendungen geeignetem Rechenaufwand ist als Feedback-Architektur mit Rückführung von Korrekturdaten aus dem Fusionsfilter in die Datenvorverarbeitung aufgebaut. Damit ist die Güte der Messungen alleine von den Sensoren, die Güte der daraus geschätzten Lösung hauptsächlich vom Algorithmus abhängig. Am Beispiel von GPS sind bei dieser Architektur durch die Verarbeitung von Rohdaten und integrierte Fehlerschätzung zumindest für einen begrenzten Zeitraum auch weniger als vier Satelliten für eine Positionsstützung ausreichend.

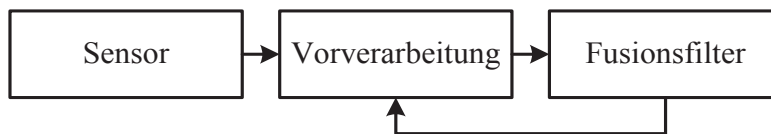


Abbildung 3-2: Architektur Tightly Coupling

- **Deep Integration:**³⁶

Die Struktur basiert auf Tightly Coupling, jedoch ist die Rückführung von Korrektur- und Regelungsdaten, wie in Abbildung 3-3 dargestellt, bis in die Sensoren ausgeführt. Es findet eine Beeinflussung der Messung selbst statt, indem Messparameter angepasst werden. Damit sind sowohl eine Modellierung der sensorinternen Abläufe im Filter als auch die Verfügbarkeit von entsprechenden Schnittstellen des Sensors notwendig. Dadurch entsteht ein gegenüber den anderen Methoden deutlich erhöhter Aufwand an Hardware und Rechenzeit. Die Güte sowohl der Messungen als auch der Lösung ist abhängig von der Messhardware und dem Algorithmus. Am Beispiel von GPS wird unter anderem die Bandbreite des Empfangsfilters und der Tracking Loops beeinflusst.

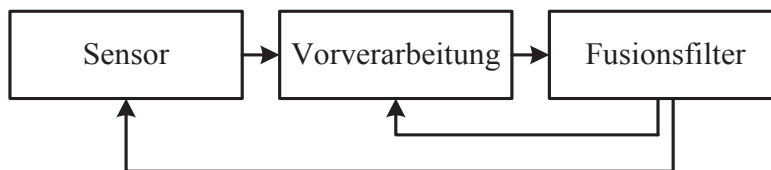


Abbildung 3-3: Architektur Deep Integration

³⁶ Groves, P. D.: Principles of GNSS, Inertial and Multisensor Integrated Navigation Systems, 2008, Abschnitt 12.1.5

3.3 Entwurf der Architektur

Um eine Anwendbarkeit in heterogenen Umgebungen zu vereinfachen, ist eine Vereinheitlichung der Architektur³⁷ der Datenfusion als nicht-transparente Verarbeitungsebene³⁸ zwischen Sensoren und Anwendungen vorteilhaft. Der Einsatz einer wie in Abbildung 3-4 gezeigten Struktur ermöglicht voneinander unabhängige Änderungen oder unterschiedliche Konfigurationen der Sensoren und der Nutzeranwendungen.

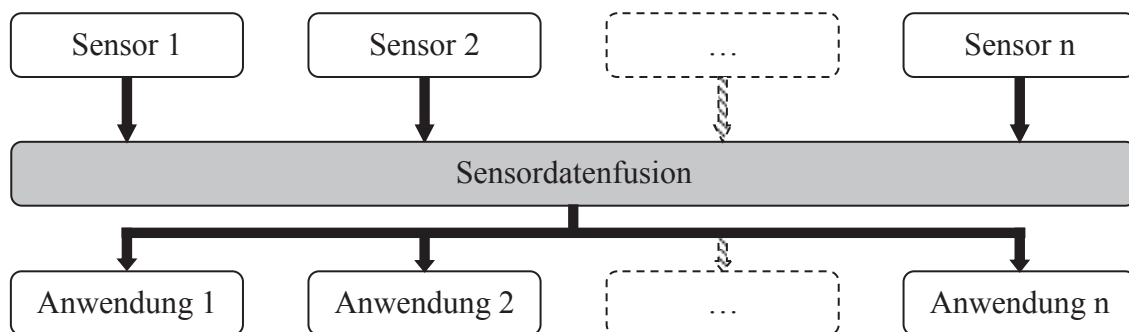


Abbildung 3-4: Systemarchitektur mit Sensordatenfusion als virtueller Sensor

Diese Architektur bewirkt eine Entkopplung der Signalquellen, die typischerweise durch Sensormessungen die Daten generieren, und der Anwendungen, die als Nutzer die Daten intern weiterverwenden. Die Signalquellen geben neben den eigentlichen Messwerten auch Informationen über ihren Systemzustand, wie beispielsweise Ergebnisse eines zyklischen Selbsttests, aus. Alle diese Daten werden im Fusionsblock gesammelt und als zeitlich zusammengehöriger Datensatz (Messepoche) verarbeitet.

Auf Anwendungsseite wirkt die Datenfusion wie eine zentrale, virtuelle Signal- und Informationsquelle. Da diese die Daten zentral für alle Anwendungen liefert, ist deren Konsistenz untereinander sichergestellt; ein Austausch bzw. eine gemeinsame Verwendung von Daten zwischen einzelnen Anwendungen wird damit erleichtert.

Hierbei ist es nicht notwendig, dass sensorseitig alle Signalquellen gleichzeitig verfügbar sind. Die Daten, die zu einem Verarbeitungsschritt vorliegen, werden wie in Abschnitt 4.7.1 beschrieben, sequentiell fusioniert. Durch diese asynchrone Struktur wird erreicht, dass unterschiedliche Abtastraten der Messsignale, schwankende Bearbeitungs- und Laufzeiten der Signale oder Aussetzer von Signalquellen (beispielsweise GPS im Tunnel) keiner speziellen Behandlung bedürfen. Ein weiterer sich aus dieser Architektur ergebender Vorteil ist die leichte Erweiterbarkeit um zusätzliche Sensoren. Es ist hierbei

³⁷ Dziubek, N. in: Maurer, M., Winner, H. (Hrsg.): Automotive Systems Engineering, 2013, Abschnitt 10.3.2

³⁸ vgl. Günthner, S. et al.: Fahrzeug-Sensor-Knoten, 2011

jedoch zu beachten, dass zur konsistenten Einordnung der gemessenen Werte, wie in Abschnitt 4.8 gezeigt wird, die Verzugszeit durch die Verarbeitung und Übermittlung an den Fusionsalgorithmus ermittelt wird. Je genauer hierbei die für jede Signalquelle individuellen, tatsächlichen Messzeitpunkte zwecks zeitlich korrekter Anbringung der Daten bekannt sind, desto kleiner wird der durch Verzugszeiten verursachte Fehler.

Um die Funktionsfähigkeit des Algorithmus unabhängig von der Qualität der Sensoren zu erreichen, ist die Anpassbarkeit des Filters über Parameter an verschiedene Sensoreigenschaften gefordert. Anwendungsseitig sind die Anforderungen an die Qualität der fusionierten Daten jeweils spezifisch. Für die Verwendung der Fusion als zentraler Datenlieferant für alle Anwendungen ist somit die für eine Eigenschaft anspruchsvollste Anforderung, oder, bei widersprüchlichen Anforderungen, der beste Kompromiss der Eigenschaften ausschlaggebend.

Da auch den Nutzerfunktionen heterogene Prinzipien zugrundeliegen, ergeben sich unterschiedliche Ansprüche an die Eigenschaften der fusionierten Daten. Daher ist für die allgemeine Verwendbarkeit dieser Daten gefordert, dass eine Bewertung der Qualität durch den virtuellen Sensor selbst stattfindet und eine entsprechende Beschreibung als Zusatzinformation in Echtzeit zusammen mit den fusionierten Daten ausgegeben wird.

Unteranforderungen an die Qualitätsbeschreibung sind dabei, die von typischen Sensoren bereits ausgegebenen Eigendiagnosedaten einzubeziehen, und zusätzlich auf fehlerhafte, unplausible und inkonsistente Messdaten zu prüfen. Das Ergebnis dieser Prüfung ist in solcher Form an die Nutzerfunktionen weiterzugeben, dass diese in der Lage sind, eine eigenständige, auf ihre Anforderungen angepasste Bewertung der Daten auf Verwendbarkeit durchzuführen. Nutzerfunktionen sind auch bei im Rahmen ihrer Messgenauigkeit ungestörten Messungen von der Qualität der Daten abhängig, diese ist jedoch durch variable Verfügbarkeiten und Messgenauigkeiten heterogener Sensoren nicht konstant. Daher ist eine weitere Anforderung an den virtuellen Sensor, neben der Fehlerprüfung noch weitere, detaillierte Beschreibungen der Signaleigenschaften zu berechnen und auszugeben.

4 Sensordatenfusion

Im Folgenden werden allgemeine Anforderungen an einen Fusionsalgorithmus ermittelt und eine Übersicht an Konzepten gezeigt. Es erfolgt die Auswahl eines für die ausgewählte Architektur als zentraler virtueller Sensor passenden Filterkonzeptes und dessen Anpassung auf die speziellen Anforderungen des Anwendungsfalls. Die Gleichungen von System- und Beobachtungsmodellen werden hergeleitet. Weiterhin erfolgt die Auswahl eines Prüfverfahrens für die Beobachtbarkeit der Filterzustände und die Ermittlung der minimalen zur Beobachtbarkeit notwendigen Sensormessungen im umgesetzten Fusionsfilter. Um eine verbesserte Leistungsfähigkeit des erstellten, bereits vollständig funktionsfähigen Algorithmus zu erhalten, werden für den Einsatzzweck spezifische Optimierungen ermittelt. Es wird eine Methode hergeleitet, die zeitliche Verzögerungen zwischen den Messungen verschiedener, heterogener Sensoren kompensiert und dadurch bedingte Fehler bei der Datenfusion vermeidet. Weiterhin wird eine zweistufige Plausibilisierung für Beobachtungsdaten gezeigt, die durch die Ausnutzung von Redundanzen die Verwendung fehlerbehafteter Messdaten im Fusionsfilter vermeidet. Das somit erhaltene optimierte und erweiterte Fusionsfilter wird im Gesamtüberblick bewertet und in einem Ausblick werden weitere optionale Erweiterungen und Verbesserungen gezeigt.

4.1 Anforderungen

Für den Einsatz des Fusionsfilters in Kraftfahrzeugen, und damit der Verwendung der Ergebnisse in Fahrdynamikregel- und Fahrerassistenzsystemen, ist Echtzeitfähigkeit sowohl im Sinne des Funktionsprinzips des Filteralgorithmus als auch in Bezug auf den Berechnungsaufwand und Speicherbedarf der Implementierung gefordert. Um Nutzersystemen die für ihre Funktion hinreichend aktuellen fusionierten Daten mit bekannten Signaleigenschaften zur Verfügung zu stellen, ergibt sich die Anforderung, die Latenzzeit des Filters und die Gruppenlaufzeit der Signale innerhalb der genutzten Bandbreite minimal und möglichst konstant zu halten. Eine von der Eigendynamik, dem Betriebszustand und dem Arbeitspunkt des Filters möglichst unabhängige Dynamik der ausgegebenen Daten ist wünschenswert. Insbesondere für den Einsatz in sicherheitskritischen Systemen sind die Konsistenz der ausgegebenen Daten und die Stabilität des Algorithmus in allen relevanten Betriebspunkten und -arten, oder zumindest das verlässliche Erkennen von kritischen Betriebszuständen, erforderlich.

4.2 Stand der Technik

Eine Übersicht über gängige Algorithmen, Filter und Methoden zur allgemeinen Fusion von Messdaten wird in Tabelle 4-1 gegeben, weiterhin werden deren typische Eigenschaften als Grundlage für eine Auswahl genannt:

Tabelle 4-1: Fusionsfilter-Typen

<u>Algorithmus</u>	<u>Typ</u>	<u>Eigenschaften</u>
Bayes-Filter ³⁹	linear parametrisch	<ul style="list-style-type: none"> Nur eingeschränkt in digitalen Systemen umsetzbar Keine kontinuierlichen Ausgabegrößen
Kalman-Filter ⁴⁰ (KF)	linear parametrisch	<ul style="list-style-type: none"> Annahme: System und Messungen normalverteilt (Gaußsches weißes Rauschen) Unsicherheits-Propagation (Varianz und Mittelwert) Bei Gaußschem weißem Rauschen optimaler Schätzer (erreicht Erwartungstreue und minimale Varianz) Geringer Rechenaufwand Varianzen haben quadrierte Einheit der Zustandsgrößen
Informationsfilter ⁴¹ (IF)	linear parametrisch	<ul style="list-style-type: none"> Wie Kalman-Filter, aber Propagation der inversen Varianz-Kovarianz-Matrix Zustand unendlicher (Anfangs-) Unsicherheit damit numerisch darstellbar Signifikant erhöhter Rechenaufwand gegenüber dem KF, wenn Varianzen der Zustände benötigt werden

³⁹ Thrun, S. et al.: Probabilistic Robotics, 2006, Abschnitt 2.4

⁴⁰ Thrun, S. et al.: Probabilistic Robotics, 2006, Abschnitt 3.2

⁴¹ Thrun, S. et al.: Probabilistic Robotics, 2006, Abschnitt 3.5

Tabelle 4-1: Fusionsfilter-Typen

Extended KF / IF ⁴²	linearisiert parametrisch	Wie KF oder IF, jedoch: <ul style="list-style-type: none"> • Durch Linearisierung sind auch nichtlineare Zusammenhänge modellierbar • Verlust der Optimalität (Erwartungstreue, minimale Varianz) durch Linearisierung • Moderat erhöhter Rechenaufwand
(Extended) Error-State-Space-KF ⁴³	linearisiert parametrisch	Wie (Extended) KF, jedoch: <ul style="list-style-type: none"> • Schätzung von Fehlerinkrementen statt vollen Zuständen • Prädiktionsschritt durch Messung eines Basissystems • Erwartungswert der Fehlerinkremente ist Null, daher kleiner Linearisierungsfehler • Rechenaufwand leicht reduziert gegenüber (Extended) KF
Unscented KF ⁴⁴	linearisiert parametrisch	<ul style="list-style-type: none"> • Unscented Transformation: nichtlineare Fortpflanzung von aus der Normalverteilung entnommenen Punkten, anschließend Mittelwert und Varianz aus Transformationsergebnis berechnet • Vorteil gegenüber EKF bei ausgeprägter Nichtlinearität • Rechenaufwand vergleichbar mit EKF
Histogramm-Filter ⁴⁵	nicht-parametrisch	<ul style="list-style-type: none"> • Keine Normalverteilung für Ein- und Ausgang für Optimalität vorausgesetzt • Zustandsraum in endlich viele Regionen zerlegt (statisch oder dynamisch) • Nichtlineare Propagation der Stützstellen • Hoher, für Echtzeitanwendungen kritischer Rechenaufwand

⁴² Thrun, S. et al.: Probabilistic Robotics, 2006, Abschnitte 3.3 / 3.5.4⁴³ Wendel, J.: Integrierte Navigationssysteme, 2007, Abschnitt 8.2⁴⁴ Thrun, S. et al.: Probabilistic Robotics, 2006, Abschnitt 3.4⁴⁵ Thrun, S. et al.: Probabilistic Robotics, 2006, Abschnitt 4.1

Tabelle 4-1: Fusionsfilter-Typen

Partikelfilter ⁴⁶	nicht-parametrisch	<ul style="list-style-type: none"> • Zufällige Abtastpunkte der Eingangsverteilung nichtlinear auf Ausgang projiziert • Einfacher und in Bezug auf die nichtlineare Systemgleichung flexibler Algorithmus • Anzahl, Dichte und Varianz der zufälligen Abtastpunkte nur experimentell zu bestimmen • Hoher, für Echtzeitanwendungen kritischer Rechenaufwand
------------------------------	--------------------	---

Die Auswahl der Messdaten für ein integriertes Navigationssystem erfolgt in Abhängigkeit von der gewählten Architektur, siehe Abschnitt 3.2, und von dem dafür verwendeten Filtertyp. So werden in einem Fusionsfilter mit vollen Zuständen⁴⁷ die Messungen der Inertialmesseinheit und des Satellitennavigationssystems gleichermaßen im Systemmodell zur Berechnung der Navigationslösung verwendet. Abhängig von den verfügbaren Sensoren und den verwendeten Modellen⁴⁸ werden hierbei Fahrdynamik- und Navigationsgrößen wie Gier- und Schwimmrate, Geschwindigkeit und Position geschätzt, aber auch Sensorfehler wie beispielsweise der Nullpunktfehler (Offset). Dagegen wird in einem Aufbau zur Fehlerschätzung⁴⁹, wie beispielsweise dem in Tabelle 4-1 genannten Error-State-Space-Kalman-Filter, die Navigationslösung durch ein Basissystem aus IMU und einem Satz an Inertialnavigationsgleichungen berechnet, beispielsweise einem Strapdown-Algorithmus, wie in Abschnitt 2.2 gezeigt. Das Fusionsfilter schätzt hierbei nicht den absoluten Fehler, sondern die zur Korrektur der aus der bisherigen Schätzung bekannten Fehler benötigten Fehlerinkremente.

Bei der Verwendung eines integrierten Navigationssystems in Kraftfahrzeugen sind zusätzlich zur Inertialmesseinheit und GNSS typischerweise Odometriedaten der Radrehwinkel-Sensorik⁵⁰ verfügbar, bei vorhandenem ESC durch weitere Sensorik

⁴⁶ Thrun, S. et al.: Probabilistic Robotics, 2006, Abschnitt 4.3

⁴⁷ Groves, P. D.: Principles of GNSS, Inertial and Multisensor Integrated Navigation Systems, 2008, Abschnitt 12.1.2 / Abbildung 12.3

⁴⁸ Bevely, D. M., Cobb, S.: GNSS for Vehicle Control, 2010, Tabelle 5.1

⁴⁹ Groves, P. D.: Principles of GNSS, Inertial and Multisensor Integrated Navigation Systems, 2008, Abschnitt 12.1.2 / Abbildung 12.4

⁵⁰ Bevely, D. M., Cobb, S.: GNSS for Vehicle Control, 2010, Abschnitt 1.4

gemessene Lenkritz- oder Radlenkwinkel. Durch Reifeneinflüsse⁵¹ wie Schlupf und Schräglauf entspricht die alleine über Odometrie-Messungen ermittelte Bewegung des Fahrzeugs über der Fahrbahn im Allgemeinen nicht der wahren Bewegung. Die hierbei wichtigsten Parameter sind der dynamische Radrollradius r_{dyn} , der aus der pro Umdrehung des Rades zurückgelegten Strecke ermittelt wird, die Längsschlupfsteifigkeit C_λ und die Schräglaufsteifigkeit C_α , die eine Beschreibung der richtungsabhängigen Elastizitäten⁵² des Reifens darstellen. Es existieren unterschiedliche, in Abhängigkeit vom Einsatzzweck und den damit verbundenen Anforderungen optimierte Reifenmodelle⁵³ zur Beschreibung dieser Effekte. Einfache, für Einsatzzwecke mit begrenzter ebener Beschleunigung bis ca. 5 m/s^2 konzipierte Modelle lassen sich aufgrund der innerhalb dieses Bereichs noch annähernd konstanten Steigungen der Steifigkeiten⁵⁴ linearisieren, während beispielsweise das Magic-Formula-Modell⁵⁵ eine vollständige phänomenologische Beschreibung des Reifens in allen Lastbereichen zum Ziel hat.

Zur Beschreibung der Einflüsse von Reifeneigenschaften auf die Dynamik des Gesamtfahrzeugs werden, wie auch bei Reifenmodellen, verschieden komplexe und an die Anforderungen des Einsatzzwecks angepasste Fahrzeugmodelle verwendet. So sind beim Einspurmodell⁵⁶ die Räder einer Achse jeweils zusammengefasst, Nick- und Wankwinkel werden vernachlässigt. Innerhalb des Gültigkeitsbereichs lassen sich mit diesem Modell die Längs- und Querbeschleunigung, die Geschwindigkeit, die Gierrate und die Schwimmwinkelrate des Fahrzeugs durch Odometrie-Messungen schätzen. Das Zweispurmodell⁵⁷ erlaubt dagegen auch die Einbeziehung von Nick- und Wankwinkel, was eine Berechnung von einzelnen Radlasten ermöglicht. Der Detaillierungsgrad eines Zweispurmodells ist je nach Anwendung in weiten Bereichen variierbar hoch. Beispielsweise ist eine kinematische Modellierung der einzelnen Radaufhängungen und ihrer Elastizitäten, des Feder-Dämpfer-Systems und weiteren Fahrwerksteilen denkbar.

⁵¹ Bevley, D. M., Cobb, S.: GNSS for Vehicle Control, 2010, Abschnitt 3.4

⁵² Bevley, D. M., Cobb, S.: GNSS for Vehicle Control, 2010, Abschnitt 3.4.2

Braess, H.-H., Seiffert, U.: Vieweg Handbuch Kraftfahrzeugtechnik, 4. Auflage, 2005, Abschnitt 7.3.4.5

⁵³ Bevley, D. M., Cobb, S.: GNSS for Vehicle Control, 2010, Abschnitte 3.4.3, 4.8.2

⁵⁴ Braess, H.-H., Seiffert, U.: Vieweg Handbuch Kraftfahrzeugtechnik, 4. Auflage, 2005, Abschnitte 7.3.4.3 bis 7.3.4.5

⁵⁵ Pacejka, H.B., Bakker, E., The Magic Formula Tyre Model, 1993, Seite 1 – 18

⁵⁶ Bevley, D. M., Cobb, S.: GNSS for Vehicle Control, 2010, Abschnitt 3.3

⁵⁷ Bevley, D. M., Cobb, S.: GNSS for Vehicle Control, 2010, Abschnitt 3.3.3

Groves, P. D.: Principles of GNSS, Inertial and Multisensor Integrated Navigation Systems, 2008, Abschnitt 10.3

Eine Kombination aus Fahrzeug- und Reifenmodell lässt sich weiter verbessern, indem insbesondere eine Reifenparameterschätzung⁵⁸ durchgeführt wird, um auch veränderliche Parameter anzupassen und dadurch die resultierende Genauigkeit zu erhöhen.

4.3 Umsetzung Fusionsfilter

Im Folgenden wird die Auswahl des Fusionsfilters für den Anwendungsfall, die Auswahl des Systemmodells und der Messgleichungen, die darauf folgende Aufstellung der System- und Messgleichungen, sowie die Linearisierung und Diskretisierung dieser Gleichungen zur Anwendung in einem zeit- und wertediskreten System gezeigt.

4.3.1 Auswahl des Fusionsfilters

Aufgrund der in Tabelle 4-1 beschriebenen, die grundlegenden Anforderungen erfüllenden Filtereigenschaften wird für die Umsetzung der Systemarchitektur das Error-State-Space-Kalman-Filter⁵⁹ in linearisierter Form (Extended KF) ausgewählt. Als Basissystem der Navigationsrechnung wird die MEMS⁶⁰-IMU in Kombination mit einem Strapdown-Algorithmus⁶¹, siehe Abschnitt 2.2, verwendet, da diese alle für eine vollständige Koppelnavigation notwendigen Daten mit der höchsten Abtastrate der verwendeten Sensoren liefert und die höchste, von Umwelt und Fahrzuständen annähernd unabhängige Verfügbarkeit besitzt. Durch ein Error-State-Space-Kalman-Filter werden anstelle der vollen Größen lediglich die Fehler des modellierten Systems inkrementell geschätzt und korrigiert.⁶² Diese haben eine signifikant niedrigere zeitliche Dynamik als die Bewegungen des Fahrzeugs selbst, wodurch eine weitgehende Entkopplung der Dynamik des Filters von der Fahrdynamik erreicht wird und zusätzliche, durch das Filter verursachte Verzögerungen bzw. Gruppenlaufzeiten der Signale entfallen. Durch die Schätzung von außerhalb des Filters korrigierten Fehlern ist der Erwartungswert der Fehler Null, die Fehlerinkremente sind durch die niedrige Dynamik klein, was zu vernachlässigbaren Linearisierungsfehlern im Fusionsfilter und damit zu einer höheren Genauigkeit als bei einem Filter mit vollen Zuständen führt. Der Error-State-Space-Ansatz ist durch seine niedrige Rechenlast für Echtzeitanwendungen geeignet.

⁵⁸ Bevely, D. M., Cobb, S.: GNSS for Vehicle Control, 2010, Abschnitt 5.7

⁵⁹ Wendel, J.: Integrierte Navigationssysteme, 2007, Abschnitt 6.4.1

⁶⁰ Micro-Electro-Mechanical System

⁶¹ Titterton, D. H., Weston, J. L.: Strapdown Inertial Navigation Technology, 2004, Abschnitt 3.5

⁶² Wendel, J.: Integrierte Navigationssysteme, 2007, Abschnitt 8.2.1

Wie in Abbildung 4-1 gezeigt, wird die Differenz zwischen den Ausgabegrößen des Basissystems und den Korrekturmessungen als Beobachtungsgröße im Filter zur Schätzung von Fehlerinkrementen verwendet.

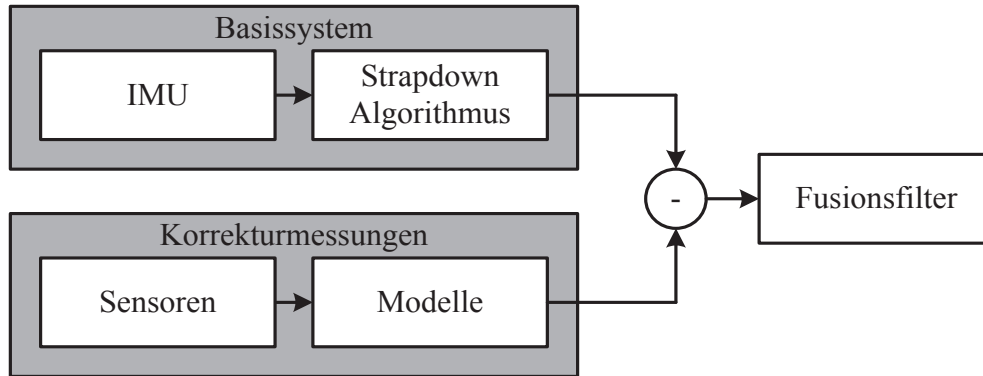


Abbildung 4-1: Beobachtungen im Error-State-Space-Filter

Die Algorithmik des allgemeinen diskreten Kalman-Filters, von dem das Error-State-Space-Kalman-Filter ein Spezialfall ist, besteht aus folgenden Variablen und Gleichungen:⁶³

k : Index des Ausführungsschrittes des Filters

$^-$: prädizierte Variable (a-priori)

$^+$: korrigierte Variable (a-posteriori)

\vec{x} : Zustandsvektor

\vec{z} : Messvektor

\vec{i} : Innovationsvektor (Differenz zwischen Prädiktion und Messung)

P: Varianz-Kovarianz-Matrix des Systemrauschens

H: Beobachtungsmatrix der Messungen

R: Varianz-Kovarianz-Matrix der Messungen (Messrauschen)

A: Zustandsübertragungsmatrix (Transistionsmatrix)

Q: Varianz-Kovarianz-Matrix des Systemrauschens

K: Kalman-Gain des Filters (Verstärkungsmatrix, Kalman-Matrix)

⁶³ Wendel, J.: Integrierte Navigationssysteme, 2007, Abschnitt 6.1

Prädiktionsschritt:

$$\vec{x}_k^- = \mathbf{A}_k \cdot \vec{x}_{k-1}^+ \quad (4.1)$$

$$\mathbf{P}_k^- = \mathbf{A}_k \cdot \mathbf{P}_{k-1}^+ \cdot \mathbf{A}_k^T + \mathbf{Q}_k \quad (4.2)$$

Korrekturschritt:

$$\mathbf{K}_k = \mathbf{P}_k^- \cdot \mathbf{H}_k^T \cdot (\mathbf{H}_k \cdot \mathbf{P}_k^- \cdot \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k)^{-1} \quad (4.3)$$

$$\vec{l}_k = \vec{z}_k - \mathbf{H}_k \cdot \vec{x}_k^- \quad (4.4)$$

$$\vec{x}_k^+ = \vec{x}_k^- + \mathbf{K}_k \cdot \vec{l}_k \quad (4.5)$$

$$\mathbf{P}_k^+ = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \cdot \mathbf{H}_k) \cdot \mathbf{P}_k^- \quad (4.6)$$

4.3.2 Auswahl der Systemzustände des Basissystems

Für eine Inertialmesseinheit sind die bedeutendsten Sensorfehler Offset- und Skalenfaktorf Fehler,⁶⁴ außerdem sind die Anfangswerte oder summierten Fehler des Strapdown-Algorithmus der Größen Ausrichtung, Geschwindigkeit und Position nicht ohne äußere Unterstützung, beispielsweise durch Fusion mit anderen Sensoren, schätzbar. Das Rauschen sowie verbleibende, nicht modellierte Fehler der IMU-Sensoren, wie z.B. Nicht-linearität, werden über den Messbereich des Sensors als mittelwertfrei, stationär und normalverteilt (Gaußsches weißes Rauschen) angenommen.

Der Strapdown-Algorithmus⁶⁵ ist als echtzeitfähiges Basissystem zur IMU-basierten Navigationsrechnung zu realisieren. Er ist als reine Rechenvorschrift zur Integration der Inertialmessdaten zu Geschwindigkeit, Ausrichtung und Position ausgelegt und beinhaltet keine Filterung, so dass sich eine annähernd konstante Latenzzeit und Gruppenlaufzeit ergibt. Die Berechnung erfolgt taktgleich zur Ausgabe der IMU-Messdaten.

Für das Systemmodell des Filters ergibt sich, angelehnt an Wendel, dass als Fehler-schätzgrößen des Basissystems der Ausrichtungsfehler, der Geschwindigkeitsfehler, der Positionsfehler sowie die Nullpunktfehler (Offsets) der Beschleunigungs- und Drehratensensoren berechnet werden.⁶⁶

Die Schätzung der Offsets liefert alleine keine vollständige Beschreibung der linearen Anteile (Geradengleichung) einer Sensorkennlinie. Unter den Annahmen, dass die IMU

⁶⁴ Wendel, J.: Integrierte Navigationssysteme, 2007, Abb. 3.17

⁶⁵ Titterton, D. H., Weston, J. L.: Strapdown Inertial Navigation Technology, 2004, Abschnitt 3.7

⁶⁶ Wendel, J.: Integrierte Navigationssysteme, 2007, Gl. 8.1

in einem Kraftfahrzeug im Allgemeinen nicht-statisch angeregt wird und dass Korrekturmessungen weiterer Sensoren verfügbar sind, ergibt sich die Beobachtbarkeit mehrerer auf der als linear angenommenen Sensorkennlinie liegender Punkte. Somit sind die Parameter der Geradengleichung vollständig bestimmbar. Die Korrektur der Steigung der Geradengleichung, und damit eines weiteren typischen und signifikanten Sensorfehlers, lässt insbesondere bei der Verwendung der Systemarchitektur zusammen mit Sensoren mit heterogenen Eigenschaften vorteilhafte Einflüsse auf die Genauigkeit der Fusionsfilterung erwarten. Daher wird das Sensorfehlermodell um die Schätzung der IMU-Skalenfaktorfehler erweitert.

Um in Echtzeit die maximale Nutzbarkeit von Korrekturmessungen auch bei Verwendung von seriennaher Hardware zu erzielen, wird aufgrund der sich hierfür ergebenden in Abschnitt 3.2 genannten Vorteile eine enge Kopplung (Tightly Coupling) der verfügbaren Korrekturmessungen an das Fusionsfilter als Basisarchitektur ausgewählt. Stehen in einer Messepoche des Filters keine Korrekturdaten zur Verfügung, so findet keine Fehlerschätzung statt, und die Koppelnavigation wird mit den letzten bekannten Fehlerkorrekturen weitergeführt. Damit ist zumindest für einen begrenzten Zeitraum, für den die Fehler des Basissystems als konstant angenommen werden, eine Unabhängigkeit von der Verfügbarkeit von Korrekturmessungen gegeben. Im Fusionsfilter wird in diesem Fall nur der Anstieg der Varianzen über der Zeit und deren Fortpflanzung über die Zustandsübertragungsmatrix berechnet. Dadurch wird die zunehmende Unsicherheit über den Systemzustand modelliert, so dass eine den Unsicherheiten angepasste Korrektur bei wieder gegebener Verfügbarkeit entsprechender Messungen stattfindet.

4.3.3 Auswahl der Systemzustände für enge Kopplung

Als GPS-Messungen sind die durch Laufzeitmessung bestimmten Strecken zwischen den Phasenzentren der Satelliten- und Empfängerantenne (Pseudoranges) und die Differenzgeschwindigkeit der Phasenzentren durch zeitlich differenzierte Trägerphasenmessungen (Deltaranges) verfügbar. Die größten systematischen Fehler sind der Empfängeruhrfehler bei der Pseudorange-Messung und die Drift des Empfängeruhrfehlers bei den Deltaranges. Das Systemmodell des Fusionsfilters wird daher, wie in Wendel⁶⁷ beschrieben, um die Schätzung dieser beiden Fehler erweitert. Die geschlossene Tightly-Coupling-Schleife führt diese Schätzungen in die Vorverarbeitung der GPS-Messungen zurück und korrigiert diese noch vor der Verwendung im Filter.

Da der Empfängeruhrfehler einen Längen-Offsetfehler der Pseudorange und dessen Drift einen Geschwindigkeits-Offsetfehler der Deltarange-Messung bewirkt, werden diese Zustände durch Multiplikation mit der Lichtgeschwindigkeit im Vakuum in den

⁶⁷ Wendel, J.: Integrierte Navigationssysteme, 2007, Abschnitt 8.2.1 / Gl. 8.51

Einheiten m bzw. m/s verwendet. Dies führt zu einer besseren Konditionierung⁶⁸ der Varianz-Kovarianz-Matrix des Filters, da relativ zu den anderen Zuständen (numerisch größte Werte der initialen Unsicherheit des Positionsfehlers sind typischerweise im Bereich 1 bis 1000 m) extrem kleine Werte (numerisch kleinste Werte der Unsicherheit des Empfängeruhrfehler sind typischerweise im Bereich einiger Mikrosekunden) der Fehlerunsicherheit⁶⁹ vermieden werden. Damit ist die numerische Invertierbarkeit der Varianz-Kovarianz-Matrix sichergestellt, und insbesondere in digitalen Prozessorsystemen mit begrenzter Auflösung von Zahlenwerten bleiben dadurch Quantisierungs- und Numerikfehler vernachlässigbar.

Durch Odometrie-Messungen sind radindividuelle Geschwindigkeiten durch Radwinkelimpulsmessungen (Wheel-ticks) verfügbar. Der signifikanteste systematische Fehler, der allgemeingültig und unabhängig von einem optionalen vorgelagerten Reifenmodell auftritt, ist der Fehler des dynamischen Reifenrollradius. Dieser stellt einen Skalenfaktorf Fehler⁷⁰ bei der Umrechnung der Raddrehzahlen zu Geschwindigkeiten dar. Daher wird das Systemmodell für jede als Beobachtungsgröße verwendete Radwinkelimpulsmessung um einen Reifenhalmmesserfehler erweitert. Die geschlossene Tightly-Coupling-Schleife führt diese Schätzungen in die Vorverarbeitung der Odometrie-Messungen zurück und korrigiert diese noch vor der Verwendung im Filter.

4.3.4 Modellierte Systemzustände

Damit ergeben sich die folgenden, in Tabelle 4-2 gezeigten Zustände des Fusionsfilters. Für die weitere Referenzierung werden die Zustände in die jeweilige Gruppe *a – j* eingeteilt. Die geschätzten Fehlerzustände stellen hierbei *nicht den absoluten Fehler* der Schätzgröße, sondern den von den bisherigen Korrekturen *noch nicht korrigierten Restfehler* dar:

⁶⁸ vgl. Schlotterer, M.: Robuste Schätzung und Sensorfusion zur Navigation von wiederverwendbaren Raumtransportern, 2007, Abschnitt 2.3.1

⁶⁹ Mansfeld, W.: Satellitenortung und Navigation, 3. Auflage, 2010, Abschnitte 3.6.2.2 / 3.6.2.4

⁷⁰ Bevley, D. M., Cobb, S.: GNSS for Vehicle Control, 2010, Abschnitt 1.4.3

Lutz, A.: Realisierung und Bewertung von Navigationsmethoden zur fahrzeugautonomen Positionsbestimmung mit low-cost Sensorik, 2008, Abschnitt 3.2.2.1

Tabelle 4-2: Zustände des Fusionsfilters

Fehlerzustand	Symbol	Typ	Einheit	Koordinatensystem	Gruppe
Ausrichtung	$\Delta\vec{\psi}_n$	3x1 Vektor	rad	Navigation	<i>a</i>
Geschwindigkeit	$\Delta\vec{v}_b$	3x1 Vektor	m/s	fahrzeugfest	<i>b</i>
Position	$\Delta\vec{\Phi}_n$	3x1 Vektor	m	Navigation	<i>c</i>
Nullpunkt Gyroskope	$\Delta\vec{\delta\omega}_b$	3x1 Vektor	rad/s	fahrzeugfest	<i>d</i>
Nullpunkt Beschleunigungsmesser	$\Delta\vec{\delta a}_b$	3x1 Vektor	m/s ²	fahrzeugfest	<i>e</i>
Skalenfaktor Gyroskope	$\Delta\vec{\zeta\omega}_b$	3x1 Vektor	·/·	fahrzeugfest	<i>f</i>
Skalenfaktor Beschleunigungsmesser	$\Delta\vec{\zeta a}_b$	3x1 Vektor	·/·	fahrzeugfest	<i>g</i>
GPS Empfängeruhr	$\Delta\tau_{Rec}$	Skalar	m	keins	<i>h</i>
GPS Empfängeruhrdrift	$\Delta\dot{\tau}_{Rec}$	Skalar	m/s	keins	<i>i</i>
Dynamischer Radrollradius	$\Delta\vec{r}_{dyn}$	4x1 Vektor	m	radfest	<i>j</i>

Daraus ergibt sich der folgende Zustandsvektor mit 27 Zuständen:

$$\vec{x} = \begin{bmatrix} \Delta\vec{\psi}_n \\ \Delta\vec{v}_b \\ \Delta\vec{\Phi}_n \\ \Delta\vec{\delta\omega}_b \\ \Delta\vec{\delta a}_b \\ \Delta\vec{\zeta\omega}_b \\ \Delta\vec{\zeta a}_b \\ \Delta\tau_{Rec} \\ \Delta\dot{\tau}_{Rec} \\ \Delta\vec{r}_{dyn} \end{bmatrix} \quad (4.7)$$

Die Odometrie-Messungen der Geschwindigkeit finden in radfesten Koordinaten statt und sind über die durch Messungen bekannten Radlenkwinkel in fahrzeugfeste Koordinaten zu überführen.⁷¹

⁷¹ siehe Abschnitt 2.1

Die üblichen Systemmodelle⁷² berechnen den Geschwindigkeitsfehler in Navigationskoordinaten. Eine Anbringung einer in fahrzeugfesten Koordinaten gemessenen Geschwindigkeitskorrektur ist damit nur durchführbar, wenn die Ausrichtungswinkel $\vec{\psi}_n$ (Roll-, Nick- und Gierwinkel) zwischen den beiden Koordinatensystemen hinreichend genau bekannt sind. Dies setzt voraus, dass die Winkel durch Messungen beobachtbar sind, was genau dann gegeben ist, wenn Messungen in beiden Koordinatensystemen gleichzeitig verfügbar sind.⁷³ Da die IMU in fahrzeugfesten Koordinaten misst, sind stets Messungen in diesem Koordinatensystem verfügbar. In dem betrachteten Sensorsatz ist GPS die einzige verfügbare Quelle von Messungen in Navigationskoordinaten.

Sind die Fehler der Ausrichtungswinkel unbekannt und keine GPS-Messungen verfügbar, sind Geschwindigkeitskorrekturen durch die Odometrie prinzipiell rechnerisch korrekt anzubringen, da sich die Drehtransformationen der Messungen gegenseitig aufheben. Da das Systemmodell jedoch in Navigationskoordinaten aufgebaut ist, sinkt durch die Anbringung der Korrektur die Unsicherheit der Geschwindigkeit in der Varianz-Kovarianz-Matrix, ohne die Unsicherheit der Ausrichtungswinkel zu berücksichtigen. Spätestens bei wieder gegebener Verfügbarkeit von GPS führt diese falsch geschätzte Unsicherheit zu nicht optimalen, wenn nicht sogar zu instabilem Filterverhalten.

Eine Erweiterung des Modells zur Berücksichtigung der Unsicherheit der Ausrichtungswinkel im Messrauschen liefert hierfür keine adäquate Lösung, da daraus eine unerwünschte Kopplung von Filterzuständen resultieren würde. Das linearisierte Systemmodell ist nicht in der Lage, die Periodizität der trigonometrischen Funktionen bei der Berechnung der Drehwinkel korrekt zu beschreiben und führt daher nach wie vor zu einer falschen Beschreibung der Unsicherheiten. Außerdem ist für den Anwendungsfall im Automotive-Bereich für viele Funktionen aufgrund ihrer Regelung mit rein lokalem Bezug, wie beispielsweise ESC, eine Unsicherheitsbeschreibung der Geschwindigkeit in fahrzeugfesten Koordinaten vorteilhafter.

Daher wird das Systemmodell zur Schätzung der Geschwindigkeitsfehler anders als in bisherigen Anwendungen üblich⁷⁴ in fahrzeugfesten Koordinaten aufgestellt. Dadurch wird erreicht, dass Odometrie- und andere fahrzeugfeste Messungen stets von anderen Messungen unabhängig und mit korrekter Unsicherheitsfortpflanzung im Fusionsfilter anzubringen sind.

⁷² Wendel, J.: Integrierte Navigationssysteme, 2007, Abschnitt 8.2

⁷³ vgl. Dziubek, N.: Ausrichtungsmodell für ein Sensorsystem, 2013

⁷⁴ Bar-Shalom, Y. et al.: Estimation with Applications to Tracking and Navigation, 2001, Abschnitt 12.4.4

Wendel, J.: Integrierte Navigationssysteme, 2007, Abschnitt 8.2.1

Eine Einschränkung der Genauigkeit des Filters bei der ausschließlichen Verfügbarkeit von GPS als Korrektur ist nicht zu erwarten, da in diesem Fall nach wie vor Messungen in fahrzeugfesten Koordinaten durch die IMU verfügbar und Geschwindigkeit und Ausrichtungswinkel gleichzeitig beobachtbar sind.

4.4 Systemmodell

Das Systemmodell des Fusionsfilters beschreibt die Zusammenhänge zwischen den Navigationsgrößen. Es wird zur Zustands- und Varianzfortpflanzung verwendet. Im Folgenden wird aus den Basisgleichungen das linearisierte und diskretisierte Systemmodell hergeleitet.

4.4.1 Konventionen, Definitionen, Substitutionen

Für die Transformation zwischen Navigations- und fahrzeugfesten Koordinaten werden in Anlehnung an Wendel⁷⁵ folgende Definitionen gegeben:

\mathbf{C}_b^n : wahre Ausrichtungsmatrix (Richtungskosinusmatrix) zwischen Navigations- und fahrzeugfesten Koordinaten

$\hat{\mathbf{C}}_n^n$: Lagefehler zwischen wahrer und geschätzter Richtungskosinusmatrix

$\hat{\mathbf{C}}_b^n$: geschätzte Richtungskosinusmatrix zwischen Navigations- und fahrzeugfesten Koordinaten

Dabei gilt:

$$\hat{\mathbf{C}}_b^n = \hat{\mathbf{C}}_n^n \cdot \mathbf{C}_b^n \quad (4.8)$$

Zur vereinfachten Lesbarkeit werden folgende Konventionen getroffen:

$$N_h = \frac{1}{N^e + \hat{\Phi}_{e,h}} \quad (4.9)$$

$$M_h = \frac{1}{M^e + \hat{\Phi}_{e,h}} \quad (4.10)$$

$$c_\varphi = \cos(\hat{\Phi}_{e,b}) \quad (4.11)$$

$$s_\varphi = \sin(\hat{\Phi}_{e,b}) \quad (4.12)$$

⁷⁵ Wendel, J.: Integrierte Navigationssysteme, 2007, Gl. 8.9

$$t_\varphi = \tan(\hat{\Phi}_{e,b}) \quad (4.13)$$

$$\hat{\vec{v}}_n = \hat{\mathbf{C}}_b^n \cdot \hat{\vec{v}}_b \quad (4.14)$$

$$N_h^v = \frac{\hat{v}_{n,e}}{N^e + \hat{\Phi}_{e,h}} \quad (4.15)$$

$$M_h^\Omega = \frac{\Omega}{M^e + \hat{\Phi}_{e,h}} \quad (4.16)$$

$$M_h^{s\Omega} = \frac{s_\varphi \cdot \Omega}{M^e + \hat{\Phi}_{e,h}} \quad (4.17)$$

$$M_h^{c\Omega} = \frac{c_\varphi \cdot \Omega}{M^e + \hat{\Phi}_{e,h}} \quad (4.18)$$

$$MN_h^v = \frac{1}{M^e + \hat{\Phi}_{e,h}} \cdot \frac{\hat{v}_{n,e}}{N^e + \hat{\Phi}_{e,h}} \quad (4.19)$$

$$\mathbf{S} = \begin{bmatrix} 0 & -M_h & 0 \\ N_h & 0 & 0 \\ N_h \cdot t_\varphi & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.20)$$

Mit:

M_h : Meridiankrümmungshalbmesser entsprechend Gleichung (7.24)

N_h : Querkrümmungshalbmesser entsprechend Gleichung (7.25)

$\hat{\Phi}_e$: Geschätzte Position in erdfesten Koordinaten

$\hat{\vec{v}}_b$: Geschätzte Geschwindigkeit in fahrzeugfesten Koordinaten

Die Kreuzproduktbildende Matrix⁷⁶ $[\vec{p} \times]$ eines 3×1 Vektors \vec{p} ist definiert als:

$$[\vec{p} \times] = \begin{bmatrix} 0 & -p_3 & p_2 \\ p_3 & 0 & -p_1 \\ -p_2 & p_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.21)$$

mit der Eigenschaft: $[\vec{p} \times] \cdot \vec{q} = \vec{p} \times \vec{q}$

⁷⁶ vgl. Wendel, J.: Integrierte Navigationssysteme, 2007, Gl. 3.32

4.4.2 Systemdifferentialgleichungen

Angelehnt an Wendel⁷⁷ wird die Gleichung zur Berechnung der Ausrichtungswinkelfehlerate $\dot{\vec{\psi}}_n$ mit der Drehrate des Fahrzeugs in fahrzeugfesten Koordinaten aufgestellt⁷⁸:

$$\begin{aligned} \dot{\vec{\psi}}_n = & (\vec{\omega}_n^{tr,IST} + \vec{\omega}_n^{e,IST}) \times \vec{\psi}_n + (\vec{\omega}_n^{tr,IMU} + \vec{\omega}_n^{e,IMU}) \\ & - (\vec{\omega}_n^{tr,IST} + \vec{\omega}_n^{e,IST}) - \hat{\mathbf{C}}_b^n \cdot (\vec{\omega}_b^{IMU} - \vec{\omega}_b^{IST}) \end{aligned} \quad (4.22)$$

Für die Geschwindigkeitsänderung $\dot{\vec{v}}_b$ ⁷⁹ in fahrzeugfesten Koordinaten als Grundlage zur Berechnung der Fehlerinkremente⁸⁰ ergibt sich:

$$\dot{\vec{v}}_b = \vec{a}_b^{IST} - \mathbf{C}_b^{nT} \cdot [(\vec{\omega}_n^{tr,IST} + 2 \cdot \vec{\omega}_n^{e,IST}) \times \vec{v}_n] - \mathbf{C}_b^{nT} \cdot \vec{g}_n^e \quad (4.23)$$

Die Positionsänderung⁸¹ als Grundlage zur Berechnung der Fehlerinkremente wird berechnet als:

$$\dot{\vec{\Phi}}_e = \begin{bmatrix} \frac{N_h}{c_\varphi} & 0 & 0 \\ 0 & M_h & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \vec{v}_n \quad (4.24)$$

Mit:

$\vec{\omega}_n^{tr,IMU}$: von der IMU gemessene Transportrate, siehe Abschnitt A.4

$\vec{\omega}_n^{e,IMU}$: von der IMU gemessene Erddrehrate, siehe Abschnitt A.3

$\vec{\omega}_b^{IMU}$: von der IMU gemessene, unkorrigierte Drehrate

$\vec{\omega}_n^{tr,IST}$: wahrer, unbekannter Wert der Transportrate

$\vec{\omega}_n^{e,IST}$: wahrer, unbekannter Wert der Erddrehrate

$\vec{\omega}_b^{IST}$: wahrer, unbekannter Wert der Drehrate

\vec{a}_b^{IST} : wahrer, unbekannter Wert der Beschleunigung

\vec{v}_n : wahrer, unbekannter Wert der Fahrzeuggeschwindigkeit

⁷⁷ vgl. Wendel, J.: Integrierte Navigationssysteme, 2007, Gl. 8.39

⁷⁸ Die partiellen Ableitungen wurden aufgrund der hohen Komplexität durch ein Computerprogramm analytisch gelöst.

⁷⁹ vgl. Wendel, J.: Integrierte Navigationssysteme, 2007, Gl. 3.150

⁸⁰ vgl. Wendel, J.: Integrierte Navigationssysteme, 2007, Abschnitt 8.2.1

⁸¹ vgl. Wendel, J.: Integrierte Navigationssysteme, 2007, Gl. 8.2 – 8.8

$\vec{\psi}_n$: wahre, unbekannte Ausrichtung

\vec{g}_n^e : modellierte Erdbeschleunigung, siehe Gleichung A.6

Diese Gleichungen beschreiben die Zusammenhänge zwischen den Messungen der IMU und den ersten drei Filterzustands-Gruppen a bis c , d.h. Ausrichtungsfehler, Geschwindigkeitsfehler und Positionsfehler.

Das Sensorfehlermodell zur Korrektur von Nullpunkt- und Skalenfaktorfehler der Beschleunigungssensoren ist wie folgt aufgebaut:

$$\vec{a}_b^{corr} = \left((\mathbf{I} - \vec{\zeta} \vec{a}_b) \cdot \vec{a}_b^{IMU} \right) - \vec{\delta a}_b \quad (4.25)$$

Das entsprechende Modell für die Drehratensensoren ist:

$$\vec{\omega}_b^{corr} = \left((\mathbf{I} - \vec{\zeta} \vec{\omega}_b) \cdot \vec{\omega}_b^{IMU} \right) - \vec{\delta \omega}_b \quad (4.26)$$

Hierbei bedeutet der hochgestellte Index IMU den von der Inertialmesseinheit gemessenen, der Index corr den von den geschätzten Fehlern befreiten Wert.

Mit diesen Gleichungen sind die Zusammenhänge für die Filterzustands-Gruppen d bis g beschrieben, d.h. die Nullpunkt- und Skalenfaktorfehler der Beschleunigungs- und Drehratensensoren.

Weiterhin werden die Fehler von Empfängeruhr, Empfängeruhrdrift und der Radrollradien als statistisch unabhängig von den Fehlern des Basissystems angenommen und fließen daher nicht in diese Gleichungen ein. Die Modellierung dieser Fehler beschränkt sich auf die Beschreibung der Empfängeruhrfehlerdrift (Gruppe i) als zeitliche Ableitung des Empfängeruhrfehlers (Gruppe h), die Reifenrollradien (Gruppe j) werden als vollständig unabhängig von anderen Systemvariablen betrachtet.

4.4.3 Herleitung des diskreten Systemmodells

Die in Abschnitt 4.4.2 gezeigten nichtlinearen Gleichungen des Systemmodells werden zur Verwendung im Extended-Kalman-Filter durch Taylor-Approximation mit Abbruch nach dem ersten Glied linearisiert. Das erste Glied ergibt sich durch die Jacobi-Matrix der Zustände. Diese wird im Folgenden durch partielle Ableitung nach den Zustandsgruppen hergeleitet.

1) Partielle Ableitungen von Gleichung (4.22):

a) nach der Ausrichtung:

$$\mathbf{A11} = \frac{\partial \dot{\vec{\psi}}_n}{\partial \vec{\psi}_n} = -[\vec{\omega}_n^e \times] - [\mathbf{S} \cdot \hat{\vec{v}}_n \times] + \mathbf{S} \cdot [\hat{\vec{v}}_n \times] \quad (4.27)$$

b) nach der Geschwindigkeit:

$$\mathbf{A12} = \frac{\partial \dot{\vec{\psi}}_n}{\partial \vec{v}_b} = -\mathbf{S} \cdot \hat{\mathbf{C}}_b^n \quad (4.28)$$

c) nach der Position:

$$\mathbf{A13} = \frac{\partial \dot{\vec{\psi}}_n}{\partial \vec{\Phi}_n} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -M_h^2 \cdot \hat{v}_{n,n} \\ 0 & M_h^{s\Omega} & N_h \cdot N_h^v - M_h^{s\Omega} \cdot \hat{\Phi}_{e,b} \\ 0 & -M_h^{c\Omega} - \frac{MN_h^v}{c_\varphi^2} & M_h^{c\Omega} \cdot \hat{\Phi}_{e,b} + N_h^v \cdot t_\varphi + MN_h^v \cdot \frac{\hat{\Phi}_{e,b}}{c_\varphi^2} \end{bmatrix} \quad (4.29)$$

d) nach dem Nullpunktfehler der Gyroskope:

$$\mathbf{A14} = \frac{\partial \dot{\vec{\psi}}_n}{\partial \delta \omega_b} = \hat{\mathbf{C}}_b^n \quad (4.30)$$

e) nach dem Nullpunktfehler der Beschleunigungsmesser:

$$\mathbf{A15} = \frac{\partial \dot{\vec{\psi}}_n}{\partial \delta a_b} = \mathbf{0} \quad (4.31)$$

f) nach dem Skalenfaktorfehler der Gyroskope:

$$\mathbf{A16} = \frac{\partial \dot{\vec{\psi}}_n}{\partial \zeta \omega_b} = -\hat{\mathbf{C}}_b^n \cdot \vec{\omega}_b^{IMU} \quad (4.32)$$

g) nach dem Skalenfaktorfehler der Beschleunigungsmesser:

$$\mathbf{A17} = \frac{\partial \dot{\vec{\psi}}_n}{\partial \zeta a_b} = \mathbf{0} \quad (4.33)$$

2) Partielle Ableitungen von Gleichung (4.23):

a) nach der Ausrichtung:

$$\mathbf{A21} = \frac{\partial \dot{\vec{v}}_b}{\partial \vec{\psi}_n} = \hat{\mathbf{C}}_b^{nT} \cdot \tilde{\mathbf{A21}} \quad (4.34)$$

mit

$$\begin{aligned} \tilde{\mathbf{A21}} = & 2 \cdot [\vec{\omega}_n^e \times] \cdot [\hat{v}_n \times] - 2 \cdot [([\vec{\omega}_n^e \times] \cdot \hat{v}_n) \times] \\ & - [([\mathbf{S} \cdot \hat{v}_n) \times] \cdot \hat{v}_n) \times] - [\hat{v}_n \times] \cdot \mathbf{S} \cdot [\hat{v}_n \times] \\ & + [(\mathbf{S} \cdot \hat{v}_n) \times] \cdot [\hat{v}_n \times] - [\vec{g}_n^e \times] \end{aligned} \quad (4.35)$$

b) nach der Geschwindigkeit:

$$\mathbf{A22} = \frac{\partial \dot{\vec{v}}_b}{\partial \vec{v}_b} = \hat{\mathbf{C}}_b^{nT} \cdot \left[[\hat{\vec{v}}_n \times] \cdot \mathbf{S} - [(2 \cdot \vec{\omega}_n^e + \mathbf{S} \cdot \hat{\vec{v}}_n) \times] \right] \cdot \hat{\mathbf{C}}_b^n \quad (4.36)$$

c) nach der Position:

$$\mathbf{A23} = \frac{\partial \dot{\vec{v}}_b}{\partial \vec{\Phi}_n} = \hat{\mathbf{C}}_b^{nT} \cdot [\hat{\vec{v}}_n \times] \cdot \tilde{\mathbf{A23}} \quad (4.37)$$

mit

$$\tilde{\mathbf{A23}} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & M_h^2 \cdot \hat{v}_{n,n} \\ 0 & -2M_h^{s\Omega} & 2M_h^{s\Omega} \cdot \hat{\Phi}_{e,b} - N_h^v \\ 0 & 2M_h^{c\Omega} + \frac{MN_h^v}{c_\varphi^2} & -M_h^{c\Omega} \cdot \hat{\Phi}_{e,b} - N_h \cdot N_h^v \cdot t_\varphi - MN_h^v \cdot \frac{\hat{\Phi}_{e,b}}{c_\varphi^2} \end{bmatrix} \quad (4.38)$$

d) nach dem Nullpunktfehler der Gyroskope:

$$\mathbf{A24} = \frac{\partial \dot{\vec{v}}_b}{\partial \delta \vec{\omega}_b} = \mathbf{0} \quad (4.39)$$

e) nach dem Nullpunktfehler der Beschleunigungsmesser:

$$\mathbf{A25} = \frac{\partial \dot{\vec{v}}_b}{\partial \delta \vec{a}_b} = \mathbf{I} \quad (4.40)$$

f) nach dem Skalenfaktorfehler der Gyroskope:

$$\mathbf{A26} = \frac{\partial \dot{\vec{v}}_b}{\partial \zeta \vec{\omega}_b} = \mathbf{0} \quad (4.41)$$

g) nach dem Skalenfaktorfehler der Beschleunigungsmesser:

$$\mathbf{A27} = \frac{\partial \dot{\vec{v}}_b}{\partial \zeta \vec{a}_b} = -\vec{\ddot{a}}_b^{IMU} \quad (4.42)$$

3) Partielle Ableitungen von Gleichung (4.24):

a) nach der Ausrichtung:

$$\mathbf{A31} = \frac{\partial \dot{\vec{\Phi}}_n}{\partial \vec{\psi}_n} = -[\hat{\vec{v}}_n \times] \quad (4.43)$$

b) nach der Geschwindigkeit:

$$\mathbf{A32} = \frac{\partial \dot{\vec{\Phi}}_n}{\partial \vec{v}_b} = \hat{\mathbf{C}}_b^n \quad (4.44)$$

c) nach der Position:

$$\mathbf{A33} = \frac{\partial \dot{\vec{\Phi}}_n}{\partial \vec{\Phi}_n} = \begin{bmatrix} 0 & M_h \cdot \hat{v}_{n,e} \cdot t_\varphi & -N_h^v - M_h \cdot \hat{v}_{n,e} \cdot t_\varphi \cdot \hat{\Phi}_{e,b} \\ 0 & 0 & -M_h \cdot \hat{v}_{n,n} \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.45)$$

d) nach dem Nullpunktfehler der Gyroskope:

$$\mathbf{A34} = \frac{\partial \dot{\vec{\Phi}}_n}{\partial \delta \vec{\omega}_b} = \mathbf{0} \quad (4.46)$$

e) nach dem Nullpunktfehler der Beschleunigungsmesser:

$$\mathbf{A35} = \frac{\partial \dot{\vec{\Phi}}_n}{\partial \delta \vec{a}_b} = \mathbf{0} \quad (4.47)$$

f) nach dem Skalenfaktorfehler der Beschleunigungsmesser:

$$\mathbf{A36} = \frac{\partial \dot{\vec{\Phi}}_n}{\partial \zeta \vec{\omega}_b} = \mathbf{0} \quad (4.48)$$

g) nach dem Skalenfaktorfehler der Gyroskope:

$$\mathbf{A37} = \frac{\partial \dot{\vec{\Phi}}_n}{\partial \zeta \vec{a}_b} = \mathbf{0} \quad (4.49)$$

4) Partielle Ableitungen der Messmodell-Korrekturen

h) / i) Weiterhin wird folgendes Modell⁸² des GPS-Empfängeruhrfehlers und dessen Drift erstellt:

$$\mathbf{A88} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.50)$$

j) Die partielle Ableitung der Reifenhalbmesser untereinander ergibt unter der Annahme, dass zwischen den Rädern keine Korrelationen bestehen:

$$\mathbf{A99} = \frac{\partial \dot{\vec{r}}_{dyn}}{\partial \vec{r}_{dyn}} = \mathbf{0} \quad (4.51)$$

⁸² Wendel, J.: Integrierte Navigationssysteme, 2007, Gl. 8.51

Die resultierende Jacobi-Matrix ergibt sich daraus als:

$$\tilde{\mathbf{A}} = \begin{bmatrix} \mathbf{A11} & \mathbf{A12} & \mathbf{A13} & \mathbf{A14} & 0 & \mathbf{A16} & 0 & 0 & 0 \\ \mathbf{A21} & \mathbf{A22} & \mathbf{A23} & 0 & \mathbf{A25} & 0 & \mathbf{A27} & 0 & 0 \\ \mathbf{A31} & \mathbf{A32} & \mathbf{A33} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \mathbf{A88} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \mathbf{A99} \end{bmatrix} \quad (4.52)$$

Die Diskretisierung des Systemmodells erfolgt durch Multiplikation der Jacobi-Matrix mit dem Abtastintervall Δt , das Zusammenfügen zur Taylor-Approximation führt zum linearisierten und diskretisierten Systemmodell des Kalman-Filters:

$$\mathbf{A} = \mathbf{I} + \tilde{\mathbf{A}} \cdot \Delta t \quad (4.53)$$

Mit diesen Gleichungen ist die Transitionsmatrix für das Extended Error-State-Space-Kalman-Filter vollständig beschrieben. Im Folgenden werden die Beobachtungsmatrizen für die Korrekturmessungen mit enger Kopplung hergeleitet.

4.5 Messmodelle mit enger Kopplung

Auch die Korrekturmessungen sind fehlerbehaftet, daher wird ebenso wie beim Basissystem „IMU + Strapdown-Algorithmus“ eine Korrektur der systematischen Fehler angestrebt, so dass die verbleibenden nicht modellierten und stochastischen Fehler als weißes Rauschen zu beschreiben sind. Dies wird durch die Schritte

- Modellierung nicht beobachtbarer, systematischer Messfehler
- Korrektur beobachtbarer Fehler durch enge Kopplung (Tightly Coupling)
- Beschreibung der verbleibenden Messunsicherheit als Messrauschen

erreicht.

4.5.1 GPS-Codemessungen (Pseudoranges)

Der GPS-Empfänger gibt als Beobachtungsgröße die aus der Laufzeitmessung des Signals zwischen dem Phasenzentrum der jeweiligen Satellitenantenne und der Empfängerantenne berechnete Strecke (Pseudorange) aus. Die durch diese Messungen direkt beobachtbaren Zustände des Basissystems sind Position und die Ausrichtung der Bewegungsrichtung. Diese und alle weiteren rechnerischen Korrekturen des Basissystems werden über das Messmodell des Filters berechnet und angebracht.

Die vom Empfänger ausgegebenen Pseudorange-Messungen durchlaufen vor dem Anbringen im Fusionsfilter ein Vorverarbeitungsmodul. Hierbei werden die Satellitenpositionen zum Sendezeitpunkt aus den Ephemeridendaten berechnet⁸³ und folgende systematische, nicht durch Messungen beobachtbare Fehler modelliert:

- Laufzeitverzögerung durch Ionosphäreneinflüsse – Modellbasierte Korrektur⁸⁴ unter Verwendung von GPS-Broadcast-Parametern; eine vollständige Korrektur ist jedoch nur durch Verwendung eines Zweifrequenz-Empfängers erreichbar.⁸⁵
- Laufzeitverzögerung durch Troposphäreneinflüsse – Korrektur beispielsweise durch das Modified Hopfield-Modell.⁸⁶
- Satellitenuhrfehler – Korrektur durch Broadcast-Daten.⁸⁷

Der Empfängeruhrfehler ist dagegen ein systematischer Fehler, der alleine durch hinreichend viele Pseudorange-Messungen beobachtbar ist. Dieser wird als zusätzlicher Zustand im Fusionsfilter geschätzt und ist somit Rückführgröße in der engen Kopplung für Codemessungen.

Weitere signifikante Fehler in der Messung der Pseudoranges, die durch zufällige oder nicht ohne Vorwissen modellierbare Umgebungseinflüsse entstehen, haben ihre Ursache z.B. in Mehrwegeausbreitung und Reflektionen des Satellitensignals. Die Behandlung dieser Fehler ist gesondert im Abschnitt 4.9.3 beschrieben.

Die verbleibenden als Gaußsches weißes Rauschen modellierten Messfehler wie beispielsweise das Rauschen des Empfängers oder Modell- und Quantisierungsfehler werden durch die Varianz-Kovarianz-Matrix der Messung \mathbf{R}_{PSR} beschrieben. Dabei werden folgende Annahmen getroffen:

- Die Fehler der einzelnen Pseudorange-Messungen einer Messepoche sind untereinander unkorreliert.
- Der Empfängeruhrfehler wird als hinreichend gut geschätzt angenommen, so dass er für das Messrauschen vernachlässigbar ist. Damit wird eine unerwünschte Kopplung der korrigierten Zustände vermieden.

⁸³ Navstar GPS Space Segment / Navigation User Interfaces: IS-GPS-200, Interface Specification Revision D IS-GPS-200: Interface Specification Revision D, 2004, Abschnitt 30.3.3.1.3

⁸⁴ vgl. Leick, A.: GPS Satellite Surveying, 1994, Abschnitt 9.3.2.5

⁸⁵ Mansfeld, W.: Satellitenortung und Navigation, 3. Auflage, 2010, Abschnitt 3.6.2.3

⁸⁶ Hofmann-Wellenhof, B. et al: GPS – Theory and Practice, 1994, Abschnitt 6.3.3

⁸⁷ IS-GPS-200: Interface Specification Revision D, 2004, Abschnitt 20.3.3.3.3.1

- Das Rauschen wird satellitenindividuell und zeitvariant durch Kennlinien über bekannte, signifikante Einflussgrößen wie beispielsweise das Grundrauschen, das vom Empfänger ausgegebene Signal-Rauschverhältnis (SNR) und dem aus den Ephemeridendaten bestimmaren Elevationswinkel des Satelliten modelliert. Diese empfängerabhängigen Parameter werden durch entsprechende Versuche, z.B. Langzeitmessungen, ermittelt.

Die Positionskorrekturen aus gekürzten Beobachtungen werden mit der Beobachtungsgleichung für Codemessungen berechnet:

$$\delta_{PSR} = z_{PSR} - \check{z}_{PSR} \quad (4.54)$$

Hierbei ist z_{PSR} die vom Empfänger ausgegebene Pseudorange-Messung und \check{z}_{PSR} die rechnerische Pseudorange aus dem Basissystem:⁸⁸

$$\check{z}_{PSR} = \sqrt{(\vec{\Phi}_n^{Sat} - \vec{S}_n^{Ant})^T \cdot (\vec{\Phi}_n^{Sat} - \vec{S}_n^{Ant})} + \tau_{Rec} \quad (4.55)$$

Mit:

τ_{Rec} : Empfängeruhrfehler in der Einheit m

$\vec{\Phi}_n^{Sat}$: Position des Satelliten umgerechnet in Navigationskoordinaten

$\vec{\Phi}_n^{Ant}$: Position des Phasenzentrums der GPS-Empfangsantenne, in Navigationskoordinaten identisch mit dem Hebelarm \vec{S}_n^{Ant} von der Position der IMU als Ursprung des Koordinatensystem und des Phasenzentrums der GPS-Empfangsantenne. Die Position der IMU ist hierbei identisch mit der Schätzposition $\hat{\vec{\Phi}}_e$, definitionsgemäß ist daher $\hat{\vec{\Phi}}_n = \vec{0}$.

$$\vec{\Phi}_n^{Ant} = \hat{\vec{\Phi}}_n + \vec{S}_n^{Ant} \quad (4.56)$$

Weiterhin ist der Einheitsvektor in Navigationskoordinaten, der von der Antenne in Richtung des jeweiligen Satelliten zeigt, definiert als:

$$\vec{e}_n^{AS} = \frac{\vec{\Phi}_n^{Sat} - \vec{\Phi}_n^{Ant}}{\|\vec{\Phi}_n^{Sat} - \vec{\Phi}_n^{Ant}\|} \quad (4.57)$$

Das Beobachtungsmodell für Pseudorange-Messungen wird durch die folgenden partiellen Ableitungen nach den in Abschnitt 4.3.4 genannten Zustandsgruppen aufgestellt:

⁸⁸ Wendel, J.: Integrierte Navigationssysteme, 2007, Gl. 8.87ff

a) nach dem Ausrichtungsfehler⁸⁹:

$$\vec{h}_\theta = \frac{\partial \check{z}_{PSR}}{\partial \vec{\Phi}_n^{Ant}} \cdot \frac{\partial \vec{\Phi}_n^{Ant}}{\partial \psi_n} = \vec{e}_n^{AS^T} \cdot [\vec{S}_n^{Ant} \times] \quad (4.58)$$

b) nach dem Geschwindigkeitsfehler:

$$\vec{h}_v = \frac{\partial \check{z}_{PSR}}{\partial \vec{\Phi}_n^{Ant}} \cdot \frac{\partial \vec{\Phi}_n^{Ant}}{\partial \vec{v}_b} = \vec{0} \quad (4.59)$$

c) nach dem Positionsfehler⁹⁰:

$$\vec{h}_\phi = \frac{\partial \check{z}_{PSR}}{\partial \vec{\Phi}_n^{Ant}} \cdot \frac{\partial \vec{\Phi}_n^{Ant}}{\partial \vec{\Phi}_n} = -\vec{e}_n^{AS^T} \quad (4.60)$$

d) nach dem Nullpunktfehler der Gyroskope:

$$\vec{h}_{\delta\omega} = \frac{\partial \check{z}_{PSR}}{\partial \vec{\Phi}_n^{Ant}} \cdot \frac{\partial \vec{\Phi}_n^{Ant}}{\partial \delta\omega_b} = \vec{0} \quad (4.61)$$

e) nach dem Nullpunktfehler der Beschleunigungsmesser:

$$\vec{h}_{\delta a} = \frac{\partial \check{z}_{PSR}}{\partial \vec{\Phi}_n^{Ant}} \cdot \frac{\partial \vec{\Phi}_n^{Ant}}{\partial \delta a_b} = \vec{0} \quad (4.62)$$

f) nach dem Skalenfaktorfehler der Gyroskope:

$$\vec{h}_{\varsigma\omega} = \frac{\partial \check{z}_{PSR}}{\partial \vec{\Phi}_n^{Ant}} \cdot \frac{\partial \vec{\Phi}_n^{Ant}}{\partial \varsigma\omega_b} = \vec{0} \quad (4.63)$$

g) nach dem Skalenfaktorfehler der Beschleunigungsmesser:

$$\vec{h}_{\varsigma a} = \frac{\partial \check{z}_{PSR}}{\partial \vec{\Phi}_n^{Ant}} \cdot \frac{\partial \vec{\Phi}_n^{Ant}}{\partial \varsigma a_b} = \vec{0} \quad (4.64)$$

h) / i) nach dem GPS-Empfängeruhrfehler und dessen Drift:

$$\vec{h}_{\tau_{Rec}} = \frac{\partial \check{z}_{PSR}}{\partial \tau_{Rec}} = [1 \quad 0] \quad (4.65)$$

j) nach dem Fehler des Reifenrollradius:

$$\vec{h}_{r_{dyn}} = \frac{\partial \check{z}_{PSR}}{\partial \vec{r}_{dyn}} = \vec{0} \quad (4.66)$$

⁸⁹ Wendel, J.: Integrierte Navigationssysteme, 2007, Gl. 8.92

⁹⁰ Wendel, J.: Integrierte Navigationssysteme, 2007, Gl. 8.90

Die satellitenindividuellen Messvektoren \vec{h} der Zustandsgruppen werden zu einem Gesamt-Messvektor zusammengesetzt und zur folgenden Beobachtungsmatrix für GPS-Codemessungen gestapelt:

$$\mathbf{H}_{PSR} = [h_\theta \quad 0 \quad h_\phi \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad h_{\Delta\tau} \quad 0] \quad (4.67)$$

Im Falle der sequentiellen Verarbeitung der Messungen, wie im Folgenden in Abschnitt 4.7.2 beschrieben, ist \mathbf{H}_{PSR} in jedem Verarbeitungsschritt ein Vektor.

Beim Filterungsschritt wird als Beobachtung \vec{z}_k im Sinne von Gleichung (4.4) die gekürzte Beobachtung δ_{PSR} verwendet.

Der Absolutwert des Empfängeruhrfehlers τ_{Rec} wird unter Berücksichtigung der seit der letzten Abtastung über die Zeit Δt fortgeschrittenen Drift des Empfängeruhrfehlers aus Gleichung (4.83) taktgleich der IMU summiert:

$$\tau_{Rec} = \tau_{Rec_r} + \Delta\tau_{Rec} + \dot{\tau}_{Rec} \cdot \Delta t \quad (4.68)$$

4.5.2 Differenzierte GPS-Trägerphasenmessungen (Deltaranges)

Der GPS-Empfänger gibt zu jedem Messzeitpunkt t_k als weitere Messgröße die Trägerphasenmessung $z_{PH}(k)$ aus, die durch numerische Differenzbildung⁹¹ zur Geschwindigkeit zwischen dem jeweiligen Satellit und dem Phasenzentrum der Empfängerantenne (Deltaranges) umgerechnet wird:

$$z_{DPH} = \frac{z_{PH}(k) - z_{PH}(k-1)}{t_k - t_{k-1}} \quad (4.69)$$

Dadurch ergibt sich eine Korrelation zwischen der aktuellen und der um ein Abtastintervall in der Vergangenheit liegenden Messung. Diese wird im Weiteren jedoch als vernachlässigbar betrachtet.

Die durch diese Messungen direkt beobachtbaren Zustände des Basissystems sind Geschwindigkeit, Ausrichtung sowie Offset und Skalenfaktorfehler der Gyroskope. Diese und alle weiteren rechnerischen Korrekturen des Basissystems werden über das Messmodell des Filters berechnet und angebracht.

Systematische, nicht durch Messungen beobachtbare Fehler der Deltaranges werden noch vor der Differenzbildung der Trägerphasenmessung in gleicher Weise wie in Abschnitt 4.5.1 für Pseudorange-Messungen beschrieben modelliert.

⁹¹ Wendel, J.: Integrierte Navigationssysteme, 2007, Abschnitt 8.3.3

Die Empfängeruhrfehlerdrift ist dagegen ein systematischer Fehler, der alleine durch hinreichend viele Deltarange-Messungen beobachtbar ist. Dieser wird als zusätzlicher Zustand im Fusionsfilter geschätzt und ist somit Rückführgröße in der engen Kopplung für die differenzierten Trägerphasenmessungen. Weiterhin wird die Empfängeruhrfehlerdrift auch über das Systemmodell des Filters als zeitliche Ableitung des Empfängeruhrfehlers beschrieben und ist damit auch über die Beobachtung von Codemessungen über mehrere Messepochen schätzbar.

Die Deltarange-Messungen sind, da sie den Empfänger auf dem gleichen Ausbreitungsweg wie die Pseudorange-Messungen erreichen, von den gleichen oder zumindest ähnlichen zufälligen, nicht modellierbaren Umgebungseinflüssen wie diese betroffen und werden wie in Abschnitt 4.9.3 beschrieben plausibilisiert.

Für die verbleibenden Fehler gelten die gleichen Annahmen wie für die in Abschnitt 4.5.1 beschriebene enge Kopplung mit Pseudoranges. Sie werden als Gaußsches weißes Rauschen modelliert, die Varianz-Kovarianz-Matrix der Messung \mathbf{R}_{DPH} wird durch Kennlinien beschrieben, und die Unabhängigkeit des Rauschens von der Drift des Empfängeruhrfehlers wird angenommen.

Die Geschwindigkeitskorrekturen aus gekürzten Beobachtungen werden mit der Beobachtungsgleichung für Deltarange-Messungen berechnet:

$$\delta_{DPH} = z_{DPH} - \check{z}_{DPH} \quad (4.70)$$

hierbei ist z_{DPH} die entsprechend Gleichung (4.69) aus Messungen berechnete Differenzgeschwindigkeit und \check{z}_{DPH} die rechnerische Differenzgeschwindigkeit aus dem Strapdown-Algorithmus:⁹²

$$\check{z}_{DPH} = \vec{e}_n^{AS^T} \cdot (\vec{v}_n^{Sat} - \vec{v}_n^{Ant}) + \dot{t}_{Rec} \quad (4.71)$$

Mit:

\dot{t}_{Rec} : Empfängeruhrfehlerdrift, bereits über die Lichtgeschwindigkeit zu einer Geschwindigkeit umgerechnet

\vec{v}_n^{Sat} : Geschwindigkeit des Satelliten in Navigationskoordinaten

\vec{v}_n^{Ant} : Geschwindigkeit des Phasenzentrums der Empfängerantenne in Navigationskoordinaten:

$$\vec{v}_n^{Ant} = \hat{\mathbf{C}}_b^n \cdot (\hat{\vec{v}}_b + \vec{\omega}_b^{Corr} \times \vec{S}_b^{Ant}) \quad (4.72)$$

Das Beobachtungsmodell für Deltarange-Messungen wird durch die folgenden partiellen Ableitungen nach den in Abschnitt 4.3.4 genannten Zustandsgruppen aufgestellt:

⁹² vgl. Wendel, J.: Integrierte Navigationssysteme, 2007, Gl. 8.97

a) nach dem Ausrichtungsfehler⁹³:

$$\vec{h}_\theta = \frac{\partial \check{z}_{DPH}}{\partial \vec{v}_n^{Ant}} \cdot \frac{\partial \vec{v}_n^{Ant}}{\partial \vec{\psi}_n} = \vec{e}_n^{AS^T} \cdot [(\hat{\mathbf{C}}_b^n \cdot (\hat{\vec{v}}_b + \vec{\omega}_b^{Corr} \times \vec{S}_b^{Ant})) \times] \quad (4.73)$$

b) nach dem Geschwindigkeitsfehler⁹⁴:

$$\vec{h}_v = \frac{\partial \check{z}_{DPH}}{\partial \vec{v}_n^{Ant}} \cdot \frac{\partial \vec{v}_n^{Ant}}{\partial \vec{v}_b} = -\vec{e}_n^{AS^T} \cdot \hat{\mathbf{C}}_b^n \quad (4.74)$$

c) nach dem Positionsfehler:

$$\vec{h}_\phi = \frac{\partial \check{z}_{DPH}}{\partial \vec{v}_n^{Ant}} \cdot \frac{\partial \vec{v}_n^{Ant}}{\partial \vec{\Phi}_n} = \vec{0} \quad (4.75)$$

d) nach dem Nullpunktfehler der Gyroskope⁹⁵:

$$\vec{h}_{\delta\omega} = \frac{\partial \check{z}_{DPH}}{\partial \vec{v}_n^{Ant}} \cdot \frac{\partial \vec{v}_n^{Ant}}{\partial \delta\omega_b} = -\vec{e}_n^{AS^T} \cdot \hat{\mathbf{C}}_b^n \cdot [\vec{S}_b^{Ant} \times] \quad (4.76)$$

e) nach dem Nullpunktfehler der Beschleunigungsmesser:

$$\vec{h}_{\delta a} = \frac{\partial \check{z}_{DPH}}{\partial \vec{v}_n^{Ant}} \cdot \frac{\partial \vec{v}_n^{Ant}}{\partial \delta a_b} = \vec{0} \quad (4.77)$$

f) nach dem Skalenfaktorfehler der Gyroskope:

$$\vec{h}_{\zeta\omega} = \frac{\partial \check{z}_{DPH}}{\partial \vec{v}_n^{Ant}} \cdot \frac{\partial \vec{v}_n^{Ant}}{\partial \zeta a_b} = \vec{e}_n^{AS^T} \cdot \hat{\mathbf{C}}_b^n \cdot [\vec{S}_b^{Ant} \times] \cdot \vec{\omega}_b^{IMU} \quad (4.78)$$

g) nach dem Skalenfaktorfehler der Beschleunigungsmesser:

$$\vec{h}_{\zeta a} = \frac{\partial \check{z}_{DPH}}{\partial \vec{v}_n^{Ant}} \cdot \frac{\partial \vec{v}_n^{Ant}}{\partial \zeta a_b} = \vec{0} \quad (4.79)$$

h) / i) nach dem GPS-Empfängeruhrfehler und dessen Drift⁹⁶:

$$\vec{h}_{\tau_{Rec}} = \frac{\partial \check{z}_{DPH}}{\partial \tau_{Rec}} = [0 \quad 1] \quad (4.80)$$

⁹³ vgl. Wendel, J.: Integrierte Navigationssysteme, 2007, Gl. 8.101

⁹⁴ vgl. Wendel, J.: Integrierte Navigationssysteme, 2007, Gl. 8.101

⁹⁵ vgl. Wendel, J.: Integrierte Navigationssysteme, 2007, Gl. 8.103

⁹⁶ Wendel, J.: Integrierte Navigationssysteme, 2007, Gl. 8.104

j) nach dem Fehler des Reifenrollradius:

$$\vec{h}_{r_{dyn}} = \frac{\partial \check{z}_{DPH}}{\partial \vec{r}_{dyn}} = \vec{0} \quad (4.81)$$

Die satellitenindividuellen Messvektoren \vec{h} der Zustandsgruppen werden zu einem Gesamt-Messvektor zusammengesetzt und zur folgenden Beobachtungsmatrix für GPS-Deltarange-Messungen gestapelt:

$$\mathbf{H}_{DPH} = [h_\theta \quad h_v \quad \mathbf{0} \quad h_{\delta\omega} \quad \mathbf{0} \quad h_{\zeta\omega} \quad \mathbf{0} \quad h_{\Delta t} \quad \mathbf{0}] \quad (4.82)$$

Im Falle der sequentiellen Verarbeitung der Messungen, wie im Folgenden in Abschnitt 4.7.2 beschrieben, ist \mathbf{H}_{DPH} in jedem Verarbeitungsschritt ein Vektor.

Beim Filterungsschritt wird als Beobachtung \check{z}_k im Sinne von Gleichung (4.4) die gekürzte Beobachtung δ_{DPH} verwendet.

Der Absolutwert der Drift des Empfängeruhrfehlers $\dot{\tau}_{Rec}$ wird unabhängig vom Kalman-Filter selbst taktgleich mit der IMU summiert:

$$\dot{\tau}_{Rec} = \dot{\tau}_{Recr} + \Delta \dot{\tau}_{Rec} \quad (4.83)$$

4.5.3 Odometrie-Messungen

Die Odometrie-Messungen umfassen die vom Electronic-Stability-Control- (ESC)-Steuergerät ausgegebenen Raddrehwinkelimpulse (Wheel-ticks) und die Lenkwinkel der einzelnen Räder. Übliche⁹⁷ Odometriemodelle verwenden Messungen einer nicht angetriebenen und nicht gelenkten Achse zur Schätzung von Geschwindigkeit und Gierrate des Fahrzeugs, wobei die Radrollradien als konstant angenommen werden. Um auch bei Störungen einzelner Räder, wie z.B. hohe Schlupfwerte oder Eingriffe von Fahrdynamikregelsystemen, weiterhin die Verfügbarkeit von Odometrie-Messungen und eine verbesserte Erkennbarkeit von Messfehlern zu erreichen, wird ein Ansatz mit enger Kopplung unter Verwendung der jeweiligen Raddrehwinkelmessungen und Lenkwinkel gewählt.

In der Vorverarbeitung⁹⁸ der Wheel-tick-Messungen erfolgt die Berechnung der Geschwindigkeit durch Multiplikation mit dem dynamischen Radrollradius, und die Transformation in fahrzeugfeste Geschwindigkeiten an den jeweiligen Radmittelpunkten durch Drehung um den gemessenen Lenkwinkel. Die durch diese Messungen direkt beobachtbaren Zustände des Basissystems sind die Fahrzeuggeschwindigkeit sowie

⁹⁷ vgl. Abschnitt 4.2

⁹⁸ vgl. Dziubek, N.: Sensorsystem mit einer Fahrzeugmodelleinheit, 2013

Offset und Skalenfaktorfehler der Gyroskope. Diese und alle weiteren rechnerischen Korrekturen des Basissystems werden über das Systemmodell des Filters berechnet und angebracht.

Weiterhin werden folgende systematische, nicht durch Messungen beobachtbare Fehler modelliert:

- Geschwindigkeitsfehler durch Schlupf⁹⁹ – Korrektur über ein lineares Reifenmodell mit als konstant angenommener Schlupfsteifigkeit sowie Beschleunigungsmessung.
- Geschwindigkeitsfehler durch Schräglauf¹⁰⁰ – Korrektur über ein lineares Reifenmodell mit als konstant angenommener Schräglaufsteifigkeit und Geschwindigkeits- und Beschleunigungsmessung.

Unter der Annahme, dass im öffentlichen Straßenverkehr der Großteil aller Fahrsituationen eine ebene Beschleunigung von im Betrag $\leq 5 \text{ m/s}^2$ aufweist,¹⁰¹ wird eine von der Beschleunigung linear abhängige Modellierung von Schlupf und Schräglauf als ausreichend für den Einsatzzweck der Stützung des Navigationsfilters durch Odometrie-Messungen angenommen. Odometrie-Messungen außerhalb dieses Bereichs werden als ungültig verworfen. Weiterhin wird angenommen, dass sich Störungen durch Abweichungen des Haftreibungskoeffizienten von der Annahme $\mu \approx 1$ durch Inkonsistenzen der Odometrie-Messungen äußern und damit durch die in Abschnitt 4.9.5 beschriebene Plausibilisierung detektiert und die Messdaten entsprechend verworfen werden.

Der Fehler des effektiven Rollradius eines Rades ist dagegen ein systematischer und signifikanter Fehler, der nicht alleine durch Odometrie-Messungen, jedoch unter Einbeziehung weiterer Messungen der Geschwindigkeit des Fahrzeuges schätzbar¹⁰² ist, wie in Abschnitt 4.6.3 beschrieben.

Weitere signifikante Fehler in Odometrie-Messungen durch zufällige, nicht modellierbare Umgebungseinflüsse haben ihre Ursache z.B. in Fahrbahnunebenheiten oder Eingriffen von Fahrdynamikregelsystemen. Die Behandlung dieser Fehler ist gesondert im Abschnitt 4.9.5 beschrieben.

⁹⁹ Reimpell, J., Sponagel, P.: Fahrwerktechnik: Reifen und Räder, 1986, Abschnitt 14.1 u. 14.2

¹⁰⁰ Reimpell, J., Sponagel, P.: Fahrwerktechnik: Reifen und Räder, 1986, Abschnitt 15.1

¹⁰¹ Murano, T., et al.: Development of High-Performance Driving Simulator, 2009, Abb. 5

Hackenberg, U., Heißing, B.: Die fahrdynamischen Leistungen des Fahrer-Fahrzeug-Systems im Straßenverkehr, 1982, Tab. 1

¹⁰² vgl. Dziubek, N.: Verfahren zum Schätzen von Reifenparametern für ein Fahrzeug, 2013

Die verbleibenden als Gaußsches weißes Rauschen modellierten Messfehler wie beispielsweise das Rauschen der Drehwinkelsensoren oder Modell- und Quantisierungsfehler werden durch die Varianz-Kovarianz-Matrix der Messung \mathbf{R}_{odo} beschrieben. Dabei werden folgende Annahmen getroffen:

- Die Fehler der einzelnen Odometrie-Messungen einer Messepoche sind untereinander unkorreliert.
- Der Radrollradius wird als hinreichend gut geschätzt angenommen, so dass er für das Messrauschen vernachlässigbar ist. Damit wird eine unerwünschte Kopplung der korrigierten Zustände vermieden.
- Das Rauschen wird radindividuell und zeitvariant beschrieben. Hierbei ist das als konstant angenommene Messrauschen des Drehwinkelsensors in radfester x -Richtung ausgerichtet. Zusätzliche Unsicherheiten entstehen abhängig von dem verwendeten Reifenmodell, Schlupf, Schräglauf und den wirkenden Beschleunigungen des Fahrzeugs in radfester x - und y -Richtung, und werden durch ein Fehlerfortpflanzungsmodell des Reifenmodells berechnet. Die Geschwindigkeit des Fahrzeugs in fahrzeugfesten Koordinaten entlang der z -Achse des Rades wird als rein durch Fahrbahnunebenheiten verursachte Einfederbewegungen des Feder-Dämpfer-Systems verursacht modelliert. Damit ist der Mittelwert dieser Geschwindigkeit Null, dies wird durch die Parametrierung der Messvarianz und der Aufstellung der Berechnungsgleichung (4.87) der Geschwindigkeit aus Odometrie-Messungen in fahrzeugfesten Koordinaten berücksichtigt. Die Transformation des Messrauschens \mathbf{R}_{odo}^{Whl} aus radfesten in fahrzeugfeste Koordinaten wird durch die gemäß Gleichung (4.86) erstellte Drehmatrix \mathbf{C}_w^b durchgeführt:

$$\mathbf{R}_{odo} = \mathbf{C}_w^{b^T} \cdot \mathbf{R}_{odo}^{Whl} \cdot \mathbf{C}_w^b \quad (4.84)$$

Die rechnerische Bewegungsgeschwindigkeit eines Rades \vec{v}_b^{Whl} aus dem Strapdown-Algorithmus ergibt sich aus der translatorischen Fahrzeuggeschwindigkeit \vec{v}_b und dem sich durch die Drehrate $\vec{\omega}_b^{Corr}$ über die Hebelarme \vec{S}_b^{Whl} zu den einzelnen Rädern ergebenden Geschwindigkeitsanteil:

$$\vec{v}_b^{Whl} = \hat{\vec{v}}_b + \vec{\omega}_b^{Corr} \times \vec{S}_b^{Whl} \quad (4.85)$$

Der Lenkwinkel δ_L eines Rades wird als bekannt bzw. korrekt gemessen und vereinfacht als reine Drehung um die z -Achse des Rades angenommen. Damit ergibt sich die Transformationsmatrix \mathbf{C}_w^b zwischen radfesten und fahrzeugfesten Koordinaten am Radaufstandspunkt durch:

$$\mathbf{C}_w^b = \begin{bmatrix} \cos(\delta_L) & \sin(\delta_L) & 0 \\ -\sin(\delta_L) & \cos(\delta_L) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4.86)$$

Die Messgröße der Raddrehzahl ω_w^{Whl} wird über den radindividuellen dynamischen Rollradius r_{dyn} in die Geschwindigkeit in Radlängsrichtung transformiert. Optional wird hierfür über ein Reifenmodell¹⁰³ eine Berechnung der Schlupfgeschwindigkeit $v_{w,x}^s$ als zusätzliche Korrekturgröße berücksichtigt, ebenso wie in Querrichtung $v_{w,y}^s$ als durch Schräglauf verursachte Geschwindigkeit.

$$\vec{v}_{b,odo}^{Whl} = \mathbf{C}_w^b \cdot \begin{bmatrix} \omega_w^{Whl} \cdot r_{dyn} + v_{w,x}^s \\ v_{w,y}^s \\ 0 \end{bmatrix} \quad (4.87)$$

Zur Bildung der partiellen Differentiale der Messgleichungen zur Korrektur von sowohl der Fehler des Basissystems als auch der Reifenhalbmesser, werden die beinhaltenden Größen \vec{v}_b^{Whl} und $\vec{v}_{b,odo}^{Whl}$ formal im Prädiktionsvektor $\check{\vec{z}}_{odo}$ vereint, und der Messvektor \vec{z}_{odo} zu Null gesetzt, um für beide Fälle die Messgleichung in ihrer Standardform zu erhalten:

$$\vec{z}_{odo} = \vec{0} \quad (4.88)$$

$$\check{\vec{z}}_{odo} = \vec{v}_b^{Whl} - \vec{v}_{b,odo}^{Whl} \quad (4.89)$$

Hierbei ist $\vec{v}_{b,odo}^{Whl}$ die von einem Rad gemessene Bewegungsgeschwindigkeit.

Die Beobachtungsgleichung für Geschwindigkeitskorrekturen aus Odometrie-Messungen ergibt sich daraus als:

$$\vec{\delta}_{odo} = \vec{z}_{odo} - \check{\vec{z}}_{odo} \quad (4.90)$$

Damit ergeben sich alle partiellen Differentiale aus $\check{\vec{z}}_{odo}$. Einsetzen in Gleichung (4.90) ergibt die Beobachtungsgleichung für die Odometrie:

$$\vec{\delta}_{odo} = \vec{v}_{b,odo}^{Whl} - \vec{v}_b^{Whl} \quad (4.91)$$

Mit:

ω_w^{Whl} : gemessene Winkelgeschwindigkeit des Rades

\mathbf{C}_w^b : Drehmatrix um den Winkel zwischen Body-Koordinaten und Radkoordinaten

\vec{s}_b^{Whl} : Hebelarm zwischen IMU (Koordinatenursprung) und Radaufstandspunkt

r_{dyn} : dynamischer Reifenhalbmesser

Das Beobachtungsmodell für Odometrie-Messungen wird durch die folgenden partiellen Ableitungen nach den in Abschnitt 4.3.4 genannten Zustandsgruppen aufgestellt:

¹⁰³ siehe hierzu auch Abschnitt 4.2

a) nach dem Ausrichtungsfehler:

$$\mathbf{h}_\theta = \frac{\partial \check{\check{\mathbf{z}}}_{odo}}{\partial \vec{\psi}_n} = \mathbf{0} \quad (4.92)$$

b) nach dem Geschwindigkeitsfehler:

$$\mathbf{h}_v = \frac{\partial \check{\check{\mathbf{z}}}_{odo}}{\partial \vec{v}_b} = \mathbf{I} \quad (4.93)$$

c) nach dem Positionsfehler:

$$\mathbf{h}_\phi = \frac{\partial \check{\check{\mathbf{z}}}_{odo}}{\partial \vec{\Phi}_n} = \mathbf{0} \quad (4.94)$$

d) nach dem Nullpunktfehler der Gyroskope:

$$\mathbf{h}_{\delta\omega} = \frac{\partial \check{\check{\mathbf{z}}}_{odo}}{\partial \delta\vec{\omega}_b} = -[\vec{S}_b^{Whl} \times] \quad (4.95)$$

e) nach dem Nullpunktfehler der Beschleunigungsmesser:

$$\mathbf{h}_{\delta a} = \frac{\partial \check{\check{\mathbf{z}}}_{odo}}{\partial \delta\vec{a}_b} = \mathbf{0} \quad (4.96)$$

f) nach dem Skalenfaktorfehler der Gyroskope:

$$\mathbf{h}_{\zeta\omega} = \frac{\partial \check{\check{\mathbf{z}}}_{odo}}{\partial \zeta\vec{\omega}_b} = [\vec{S}_b^{Whl} \times] \cdot \vec{\omega}_b^{IMU} \quad (4.97)$$

g) nach dem Skalenfaktorfehler der Beschleunigungsmesser:

$$\mathbf{h}_{\zeta a} = \frac{\partial \check{\check{\mathbf{z}}}_{odo}}{\partial \zeta\vec{a}_b} = \mathbf{0} \quad (4.98)$$

h) / i) nach dem GPS-Empfängeruhrfehler und dessen Drift

$$\mathbf{h}_{\tau_{Rec}} = \frac{\partial \check{\check{\mathbf{z}}}_{odo}}{\partial \Delta\tau} = \mathbf{0} \quad (4.99)$$

j) nach dem Fehler des Reifenrollradius:

$$\mathbf{h}_{r_{dyn}} = \frac{\partial \check{\check{\mathbf{z}}}_{odo}}{\partial \vec{r}_{dyn}} = -\mathbf{C}_w^b{}^T \cdot \begin{bmatrix} \omega_w^{Whl} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (4.100)$$

Die radindividuellen Messmatrizen \mathbf{h} der Zustandsgruppen werden zu einer Gesamt-Beobachtungsmatrix für Odometrie-Messungen gestapelt.

Hierbei ist die Beobachtung des Reifenrollradius an der zugeordneten Position im Zustandsvektor individuell anzubringen, die Position von $\mathbf{h}_{r_{dyn}}$ in der Beobachtungsmatrix ergibt sich dementsprechend.

$$\mathbf{H}_{ODO} = [\mathbf{0} \quad \mathbf{h}_v \quad \mathbf{0} \quad \mathbf{h}_{\delta\omega} \quad \mathbf{0} \quad \mathbf{h}_{\zeta\omega} \quad \mathbf{0} \quad \mathbf{0} \quad \mathbf{0} \cdots \mathbf{h}_{r_{dyn}} \cdots \mathbf{0}] \quad (4.101)$$

Im Falle der sequentiellen Verarbeitung der Messungen, wie im Folgenden in Abschnitt 4.7.2 beschrieben, ist \mathbf{H}_{ODO} radindividuell für jedes Anbringen von Messungen aufgeteilt.

Beim Filterungsschritt wird als Beobachtung \vec{z}_k im Sinne von Gleichung (4.4) die gekürzte Beobachtung $\vec{\delta}_{odo}$ verwendet.

Der Absolutwert der Radrollradien \vec{r}_{dyn} wird unabhängig vom Kalman-Filter selbst taktgleich mit der IMU summiert:

$$\vec{r}_{dyn} = \vec{r}_{dyn_r} + \Delta\vec{r}_{dyn} \quad (4.102)$$

4.6 Beobachtbarkeitsanalyse

Das Kalman-Filter ist aus regelungstechnischer Sicht ein Zustandsbeobachter, der in der Lage ist, über die zeitliche Beobachtung der Ein- und Ausgabegrößen eines Systems dessen modellierte, innere Zustände zu schätzen.¹⁰⁴ Dabei ist im Allgemeinen auch die Schätzbarkeit einer größeren Anzahl an Zuständen als an Eingangs- und Ausgabegrößen vorhanden, falls notwendige Randbedingungen eingehalten werden. Sind diese Randbedingungen, wie beispielsweise eine Mindestanzahl an Beobachtungen über der Zeit, aber auch eine Minstdynamik von Messgrößen gegeben, so wird das System als *beobachtbar* bezeichnet. Im Folgenden werden Verfahren beschrieben, die zur Bewertung der Beobachtbarkeit für Kalman-Filter in Frage kommen.

4.6.1 Analyseverfahren und Auswahl

Wie in Lunze beschrieben, existierten drei Bewertungsverfahren für die Beobachtbarkeit der Zustände eines Kalman-Filters:

1. **Beobachtbarkeitskriterium nach Kalman**¹⁰⁵: Bewertung für eine prinzipbedingt durch die Anzahl der Zustandsgrößen begrenzte Anzahl an Messepochen.

¹⁰⁴ vgl. Lunze, J.: Regelungstechnik 2, 2013, Abschnitt 8.6

¹⁰⁵ Lunze, J.: Regelungstechnik 2, 2013, Abschnitt 3.2.2

2. **Beobachtbarkeitskriterium nach Gram**¹⁰⁶: Bewertung für eine beliebige Anzahl an Messepochen.
3. **Beobachtbarkeitskriterium nach Hautus**¹⁰⁷: Liefert zusätzlich zur allgemeinen Beobachtbarkeitsaussage auch Informationen über die Beobachtbarkeit einzelner Zustände.

Im vorliegenden Fall ergeben sich Randbedingungen zur Anwendbarkeit der Kriterien durch die Verwendung eines Fusionsfilters in einem zeit- und wertediskreten System und durch das linearisierte, arbeitspunktabhängige Systemmodell, wodurch dieses linear und zeitvariant (LTV) ist.

Im Folgenden bedeuten:

\mathbf{A}_k : System-Transitions-Matrix zwischen zwei Messepochen

\mathbf{H}_k : Beobachtungsmatrix in der k -ten Messepoche

n : Anzahl der Zustände

k : Messepoche

Das Kriterium nach Kalman für diskretisierte LTV-Systeme wird anhand der Matrix

$$\mathbf{O}_{Kalman} = \begin{pmatrix} \mathbf{H}_1 \\ \mathbf{H}_2 \mathbf{A}_1 \\ \mathbf{H}_3 \mathbf{A}_2 \mathbf{A}_1 \\ \vdots \\ \mathbf{H}_k \mathbf{A}_{k-1} \cdots \mathbf{A}_1 \end{pmatrix} \quad (4.103)$$

ausgewertet. Die Beobachtbarkeit nach Kalman ist gegeben, falls der Rang von \mathbf{O}_{Kalman} gleich der Anzahl der Zustände n ist. Prinzipbedingt ist die Anwendbarkeit nur für $k = n$ Messepochen gegeben.

Das Kriterium nach Gram für diskretisierte LTV-Systeme wird anhand der Matrix

$$\mathbf{O}_{Gram} = \mathbf{H}_0^T \mathbf{H}_0 + \sum_{k=1}^K \mathbf{A}_{k-1}^T \mathbf{H}_k^T \mathbf{H}_k \mathbf{A}_k \quad (4.104)$$

ausgewertet. Hierbei ist K die frei wählbare Anzahl der zur Bewertung verwendeten Messepochen. Die Beobachtbarkeit nach Gram ist gegeben, falls der Rang von \mathbf{O}_{Gram} gleich der Anzahl der Zustände n ist.

Das Kriterium nach Hautus ist für diskretisierte LTV-Systeme nicht verwendbar und wird daher für die Anwendung verworfen.

¹⁰⁶ Lunze, J.: Regelungstechnik 2, 2013, Gl. 11.80

¹⁰⁷ Lunze, J.: Regelungstechnik 2, 2013, Gl. 3.38

Surek¹⁰⁸ zeigt, dass das Kriterium nach Kalman keine hinreichende Prüfschärfe besitzt, um als statistisch unabhängig modellierte Schätzgrößen als zusätzlichen Rang zu bewerten. Konstellationen von verfügbaren Messungen wurden gefunden, in denen für die Beobachtbarkeit aller Zustände unter anderem eine Anzahl von nur drei Pseudorange-Messungen als ausreichend bewertet wird. Dies steht im Widerspruch zur systembedingt notwendigen Anzahl von mindestens vier Messungen,¹⁰⁹ um auch den statistisch unabhängig modellierten Empfängeruhrfehler zu schätzen. Auch die Beschränkung auf $k = n$ Messepochen ist für eine allgemeingültige Einschätzung der Beobachtbarkeit nachteilig. So entsprechen im umgesetzten Fusionsfilter mit 27 Zuständen die resultierenden 27 Messepochen einem Zeitabschnitt von 270 ms, was für eine realistische Einschätzung der Beobachtbarkeit über typische Fahrsituationen zu kurz ist.

Da die Bewertung nach Gram sowohl die Erwartung an vier Pseudoranges als Minimum zur Beobachtbarkeit erfüllt als auch eine frei wählbare Anzahl an Messepochen erlaubt, wird dieses Kriterium als Bewertungsgrundlage ausgewählt.

4.6.2 Beobachtbarkeit der Zustände

Zur Bewertung der Beobachtbarkeit der Zustände wird zunächst das Systemmodell ohne Schätzung der Radrollradien verwendet, da diese Schätzung, wie in Abschnitt 4.5.3 erwähnt, von zusätzlichen Messungen abhängt. Dies bedeutet, dass bei der Aufstellung von \mathbf{A} gemäß Gleichung (4.53) die Submatrix $\mathbf{A99}$, und bei der Beobachtungsmatrix \mathbf{H}_{ODO} für Odometrie-Messungen gemäß Gleichung (4.101) die Submatrix $\mathbf{h}_{r_{dyn}}$ wegfällt. Dies führt zu einer Größe von 23 Filterzuständen.

Unter Variation der Verfügbarkeit von Beobachtungen aus Pseudorange-, Deltarange- und Odometrie-Messungen mit jeweils zufälliger, aber für den Anwendungsfall typischer Dynamik wird untersucht, welche Kombinationen und Anzahlen aus Beobachtungen minimal zur vollständigen Beobachtbarkeit der Zustände notwendig sind. Hierbei¹¹⁰ ergeben sich die folgenden, in Tabelle 4-3 gezeigten Mindestanforderungen.

¹⁰⁸ Surek, D.: Analyse und Bewertung der Beobachtbarkeit, der Sensitivität auf Parameteränderungen und der Gesamtperformance eines Sensordaten-Fusionsalgorithmus, 2013, Abschnitt 3.12

¹⁰⁹ Hofmann-Wellenhof, B. et al.: Principles of Positioning and Guidance, 2003, Abschnitt 9.3.1

¹¹⁰ Surek, D.: Analyse und Bewertung der Beobachtbarkeit, der Sensitivität auf Parameteränderungen und der Gesamtperformance eines Sensordaten-Fusionsalgorithmus, 2013, Tab. 7

Tabelle 4-3: Mindestanforderungen an verfügbaren Messungen zur vollen Beobachtbarkeit

<u>Pseudorange-Messungen</u>	<u>Deltarange-Messungen</u>	<u>Odometrie-Messungen</u>
4	0	2
4	1	1
4	3	0

Weiterhin zeigt Surek¹¹¹, dass ohne verfügbare Beobachtungen von Pseudorange- und Deltarange-Messungen ab minimal drei verfügbaren Odometrie-Messungen ein Beobachtbarkeits-Rang von 15 erreicht wird. Zwar erlaubt das Kriterium nach Gram keine Zuordnung der beobachtbaren Zustände bei teilweiser Beobachtbarkeit, jedoch:

- ist die Bewegung eines Starrkörpers im Raum eindeutig definiert, wenn dessen Geschwindigkeit an drei verschiedenen Punkten bekannt ist
- ist 15 die Anzahl an Zuständen im Fusionsfilter, die in fahrzeugfesten Koordinaten modelliert sind: Geschwindigkeit und Sensorfehler der IMU
- ist das Verhalten des Fusionsfilters für die 15 fahrzeugfesten Zustände qualitativ stabil und konvergent

Daher wird angenommen, dass auch ohne verfügbare GPS-Messungen ab drei verfügbaren Odometrie-Messungen die Fehler der IMU und der Geschwindigkeit schätzbar und die fusionierten Ausgabedaten Beschleunigung, Drehrate und Geschwindigkeit für eine Verwendung in Nutzerfunktionen geeignet sind. Diese Annahme ist jedoch vor einem Serieneinsatz, insbesondere in sicherheitskritischen Systemen, anhand der dafür spezifizierten Tests zu validieren.

4.6.3 Bedingte Beobachtbarkeit des Reifenrollradius

Anders als beim Uhrfehler des GPS-Empfängers und dessen Drift, die durch hinreichend viele GPS-Beobachtungen alleine und unabhängig von anderen Zuständen beobachtbar sind, ist der Fehler des Reifenrollradius auch bei beliebig vielen verfügbaren Beobachtungen durch Odometrie-Messungen nicht unabhängig schätzbar, da die Information über die tatsächliche Übergrundgeschwindigkeit nicht enthalten ist. Auch die IMU liefert durch Beschleunigungs- und Drehratenmessungen keine hinreichende Information über die absolute Geschwindigkeit.

¹¹¹ Surek, D.: Analyse und Bewertung der Beobachtbarkeit, der Sensitivität auf Parameteränderungen und der Gesamtperformance eines Sensordaten-Fusionsalgorithmus, 2013, Abschnitt 3.13.2

Das in Tabelle 4-2 gezeigte vollständige System- und Messmodell besteht aus 27 Zuständen. Bei der Verfügbarkeit von allen vier Odometrie-Messungen, aber keinen GPS-Messungen, ergibt die Beobachtbarkeitsanalyse einen Rang von 21, das System ist also nicht vollständig beobachtbar.

Die Beobachtbarkeitsanalyse nach Gram liefert als Mindestvoraussetzung zur vollständigen Beobachtbarkeit der Zustände vier verfügbare Pseudoranges zusätzlich zu den vier beobachtbaren Reifenrollradien. Dies zeigt, dass GPS als zur Schätzung der Rollradien notwendige Zusatzbeobachtung geeignet ist. Weiterhin zeigt sich, dass bei mindestens vier verfügbaren Pseudorange-Messungen und nur teilweise Verfügbarkeit von Odometrie-Messungen der Rang von \mathbf{O}_{Gram} um die Anzahl der nicht verfügbaren Odometrie-Messungen sinkt, den Wert von 23 wie beim in Abschnitt 4.6.2 beschriebenen Filter ohne Rollradiuschätzung jedoch nicht unterschreitet. Dieses Verhalten ist zu erwarten, da ohne die Messung der Drehzahl der Rollradius eines Rades auch bei bekannter Übergrundgeschwindigkeit nicht beobachtbar ist, die Verfügbarkeit von GPS alleine aber für die vollständige Beobachtbarkeit der 23 Zustände der Gruppen $a - i$ ausreicht.

Es folgt für die Verwendung von Odometrie-Messungen im Fusionsfilter, dass bei nicht verfügbarem GPS die Rollradien als hinreichend korrekt angenommen und deren Restfehler vernachlässigt werden. Die Odometrie-Messungen werden in diesem Fall als reine Geschwindigkeitskorrekturen angebracht. Die Varianz der Rollradien steigt in diesem Fall korrekterweise weiterhin entsprechend ihres Systemrauschens an.

Weiterhin wird ausgehend von \mathbf{H}_{ODO} aus Gleichung (4.101) die radindividuelle Messmatrix $\mathbf{h}_{r_{dyn}}$ entsprechend der Verfügbarkeit von GPS-Messungen gesetzt und die bewertete Beobachtbarkeitsmatrix \mathbf{H}_{ODO}^* berechnet. Hierbei ist empfehlenswert, weitere Kriterien zur Bewertung der Beobachtbarkeit heranzuziehen, beispielsweise die Verfügbarkeit von im Vergleich zu Pseudorange-Messungen genaueren Deltarange-Messungen oder die zeitliche Kontinuität der Verfügbarkeit von GPS.

Damit ergibt sich bei Erfüllung der Verfügbarkeitskriterien von GPS:

$$\mathbf{H}_{ODO}^* = [\mathbf{0} \quad \mathbf{h}_v \quad \mathbf{0} \quad \mathbf{h}_{\delta\omega} \quad \mathbf{0} \quad \mathbf{h}_{\zeta\omega} \quad \mathbf{0} \quad \mathbf{0} \quad \mathbf{0} \cdots \mathbf{h}_{r_{dyn}} \cdots \mathbf{0}] \quad (4.105)$$

sowie bei Nichterfüllung der Verfügbarkeitskriterien:

$$\mathbf{H}_{ODO}^* = [\mathbf{0} \quad \mathbf{h}_v \quad \mathbf{0} \quad \mathbf{h}_{\delta\omega} \quad \mathbf{0} \quad \mathbf{h}_{\zeta\omega} \quad \mathbf{0} \quad \mathbf{0} \quad \mathbf{0}] \quad (4.106)$$

4.7 Optimierung des Filteralgorithmus

Das in den vorhergehenden Abschnitten erstellte Fusionsfilter ist vollständig und somit im Allgemeinen funktionsfähig. Im Folgenden werden spezielle, für den Anwendungsfall spezifische Erweiterungen und Optimierungen des Filters begründet und beschrieben. Diese berücksichtigen Besonderheiten beim Start des Filters ohne Vorkenntnisse und beim Einsatz in einem Digitalrechner in Echtzeitanwendungen.

4.7.1 Initialisierung

Wie in Tabelle 4-1 beschrieben, besteht ein wesentlicher Vorteil des Error-State-Space-Kalman-Filters darin, dass Linearisierungsfehler durch die Zustandsgrößen mit dem Erwartungswert von Null vernachlässigbar werden. Umgekehrt verursachen diese Fehler bei großen, signifikant von Null abweichenden Korrekturen Störungen bis hin zur Instabilität des Filters. Ein Anbringen von solchen großen, die Linearitätsannahmen verletzenden Korrekturen ist daher zu vermeiden.

Insbesondere beim Start des Filters ohne Vorkenntnisse treten solche Fehler auf. Hierbei gelten für die Zustände folgende Annahmen:

Tabelle 4-4: Maximale Anfangsfehler der Zustände

Zustand	Symbol	Einheit	Annahmen maximaler Fehler
Ausrichtungsfehler	$\Delta\vec{\psi}_n$	rad	$\pm\pi$ pro Achse
Geschwindigkeitsfehler	$\Delta\vec{v}_b$	m/s	bis zur maximalen Fahrzeuggeschwindigkeit in der Längsachse, Quer- und Hochachse jeweils niedriger
Positionsfehler	$\Delta\vec{\phi}_n$	m	Abstand zu beliebigem Punkt auf der Erdoberfläche
Nullpunktfehler Gyroskope	$\Delta\vec{\delta\omega}_b$	rad/s	Laut IMU-Datenblatt spezifizierter Maximalfehler
Nullpunktfehler Beschleunigungsmesser	$\Delta\vec{\delta a}_b$	m/s ²	Laut IMU-Datenblatt spezifizierter Maximalfehler
Skalenfaktorfehler Gyroskope	$\Delta\vec{\zeta\omega}_b$	·/·	Laut IMU-Datenblatt spezifizierter Maximalfehler

Tabelle 4-4: Maximale Anfangsfehler der Zustände

Skalenfaktorfehler Beschleunigungsmesser	$\Delta \vec{\bar{a}}_b$	\cdot / \cdot	Laut IMU-Datenblatt spezifizierter Maximalfehler
GPS Empfängeruhrfehler	$\Delta \tau_{Rec}$	m	beim verwendeten Empfänger (siehe Abschnitt 2.3) gleich der Korrelationslänge des L1-Codes von ± 300 km
GPS Empfängeruhrfehlerdrift	$\Delta \dot{\tau}_{Rec}$	m/s	Laut Empfänger-Datenblatt spezifizierter Maximalfehler, entspr. dem Frequenzfehler des Empfängeruhrquarzes
Dynamischer Radrollradius	$\Delta \vec{r}_{dyn}$	m	Entsprechend den üblichen, z.B. durch Profilabnutzung entstehenden Schwankungen im Bereich weniger Millimeter ¹¹²

Hierbei sind insbesondere die Zustände $\Delta \vec{\psi}_n$, $\Delta \vec{v}_b$, $\Delta \vec{\Phi}_n$, $\Delta \tau_{Rec}$ und $\Delta \dot{\tau}_{Rec}$ von Fehlern in potentiell kritischer Größenordnung betroffen. Praktische Versuche haben ergeben, dass der Ausrichtungsfehler $\Delta \vec{\psi}_n$ keine Instabilitäten aufweist und konvergent geschätzt wird. Durch die in Abschnitt A.8 gezeigte nichtlineare Berechnung der Drehmatrix mit trigonometrischen Termen bleiben die Ausrichtungswinkel selbst bei zu großen Korrekturen aus dem Fusionsfilter stets innerhalb der in Tabelle 4-4 gezeigten Grenzen. Daher wird im Weiteren davon ausgegangen, dass für die beschriebene Implementierung des Fusionsfilters keine Initialisierung für $\Delta \vec{\psi}_n$ notwendig ist. Vor einem Einsatz in der Serie oder in sicherheitsrelevanten Systemen ist diese Annahme anhand entsprechender Testsituationen noch zu validieren.

Wird eine Initialisierung der Ausrichtung benötigt, besteht mit dem in Abschnitt 2.3 gezeigten Sensorsatz eine Möglichkeit zur Initialisierung in der gleichzeitigen Schätzung der Geschwindigkeit in fahrzeugfesten Koordinaten durch Odometriemessungen und in Navigationskoordinaten durch GPS-Messungen. Unter der Annahme, dass beide Methoden die gleiche Geschwindigkeit in unterschiedlichen Koordinatensystemen erfassen, ergibt sich der Ausrichtungswinkel aus dem Differenzwinkel zwischen den beiden Geschwindigkeitsvektoren aus den Schätzungen.

¹¹² Die typische Profiltiefe eines neuen Reifens liegt bei ca. 8mm, die kleinste zulässige Tiefe liegt bei 1,6mm – vgl. Bundesministerium der Justiz und für Verbraucherschutz: Straßenverkehrs-Zulassungs-Ordnung, 2012, §36

Die Schätzung der Geschwindigkeit durch GPS ist hierbei durch Differenzbildung aus zwei Positionsschätzungen durch ein alleine auf Pseudorange-Messungen basierendes Verfahren wie Single-Point-Positioning (SPP)¹¹³ durchführbar, bei bekannter Position aber auch mit höherer Genauigkeit durch die Verwendung von differenzierten Trägerphasenmessungen.

Für $\Delta\vec{v}_b$, $\Delta\vec{\Phi}_n$, $\Delta\tau_{Rec}$ und $\Delta\dot{\tau}_{Rec}$ wurde in den Versuchen die Vermutung einer Instabilität ohne Initialisierung bestätigt. Daraus ergibt sich die Anforderung, eine Initialisierung dieser Variablen durchzuführen, um zu große Korrekturen beim Anbringen von Beobachtungen zu vermeiden. Vor dem Abschluss der Initialisierung werden die den jeweiligen Zustand betreffenden Korrekturmessungen daher verworfen, statt sie in der Filterung zu verwenden. In Abbildung 4-2 ist der Ablauf der Initialisierung der genannten Zustände dargestellt.

Wie in den Abschnitten 4.4.3 und 4.5 gezeigt, führt das Anbringen einer Pseudorange-Messung zu Korrekturen an $\Delta\vec{\Phi}_n$ und $\Delta\tau_{Rec}$ über die Messmatrix, sowie an $\Delta\vec{v}_b$ und $\Delta\dot{\tau}_{Rec}$ über die Zustandsübertragung durch das Systemmodell. Die Anbringung einer Deltarange-Messung betrifft nur $\Delta\vec{v}_b$ und $\Delta\dot{\tau}_{Rec}$, ist jedoch nach Gleichung (4.57) zur korrekten Bestimmung der Sichtwinkel zu den Satelliten von einer bekannten Absolutposition abhängig. Odometrie-Messungen führen ausschließlich zu einer Korrektur durch $\Delta\vec{v}_b$ und sind unabhängig von anderen Systemgrößen.

Daraus ergibt sich, dass der Algorithmus zur Initialisierung der kritischen Zustände zuerst die Geschwindigkeit und danach die Position unabhängig vom Fusionsfilter bestimmt und jeweils im Filter als Startwerte einbringt. Im Filter erfolgt die Freischaltung der Korrekturmessungen der Odometrie zusammen mit der Initialisierung der Geschwindigkeit. Die Freischaltung der Korrekturmessungen aus Code- und Phasenumessungen geschieht mit der Initialisierung von sowohl Geschwindigkeit als auch Position. Der Empfängeruhrfehler und dessen Drift werden gleichzeitig mit der Position initialisiert. Da im Fusionsfilter die Fehler der Zustände und deren gegenseitige Abhängigkeiten durch die Varianz-Kovarianz beschrieben sind, ist auch deren Abschätzung und Anpassung bei der Initialisierung erforderlich.

An die Quelle für die Initialisierungsdaten bestehen somit die Anforderungen, unabhängig von dem Fusionsfilter die Fahrzeuggeschwindigkeit, Position, Empfängeruhrfehler sowie dessen Drift zu bestimmen und die Unsicherheit dieser Schätzungen mit Varianzen zu beschreiben. Ziel hierbei ist, bei möglichst geringem Zusatzaufwand eine hinreichend kleine, die Linearisierungsbedingungen erfüllende Abweichung zu den nach der Initialisierung freigeschalteten Korrekturmessungen zu erreichen.

¹¹³ Hofmann-Wellenhof, B. et al.: GPS – Theory and Practice, 1994, Abschnitt 8.1.1

Bauer, M.: Vermessung und Ortung mit Satelliten, 2011, Abschnitt 3.4

Diese Anforderungen werden bei der Initialisierung der Geschwindigkeit durch eine Verwendung der Odometriesensorik mit einem wenig komplexen Fahrzeugmodell wie einem Einspurmodell¹¹⁴ mit unendlicher Längsschlupf- und Schräglaufsteifigkeit der Reifen erreicht. Die Abschätzung der Messunsicherheit erfolgt durch die Modellierung des Einspurmodells mittels Gaußscher Fehlerfortpflanzung des Sensorrauschens. Für die Bestimmung der Position werden die Anforderungen durch das bereits erwähnte Single-Point-Positioning-Verfahren erfüllt. Dieses führt eine Ausgleichsrechnung nach der Methode der kleinsten Fehlerquadrate durch und liefert sowohl die Position und den Empfängeruhrfehler als auch die empirische Varianz dieser Größen als Ergebnis. Eine Ausführung über zwei gültige aufeinanderfolgende GPS-Messepochen liefert durch Differentiation die Drift des Empfängeruhrfehlers und die zugehörige Messunsicherheit. Für beide Initialisierungsmodelle sind vor der Berechnung die Randbedingungen der Modellgültigkeit, wie beispielsweise die maximal zulässige Beschleunigung beim Odometriemodell und die Mindestanzahl empfangener Satelliten für den SPP-Algorithmus, auszuwerten.

¹¹⁴ siehe hierzu auch Abschnitt 4.2

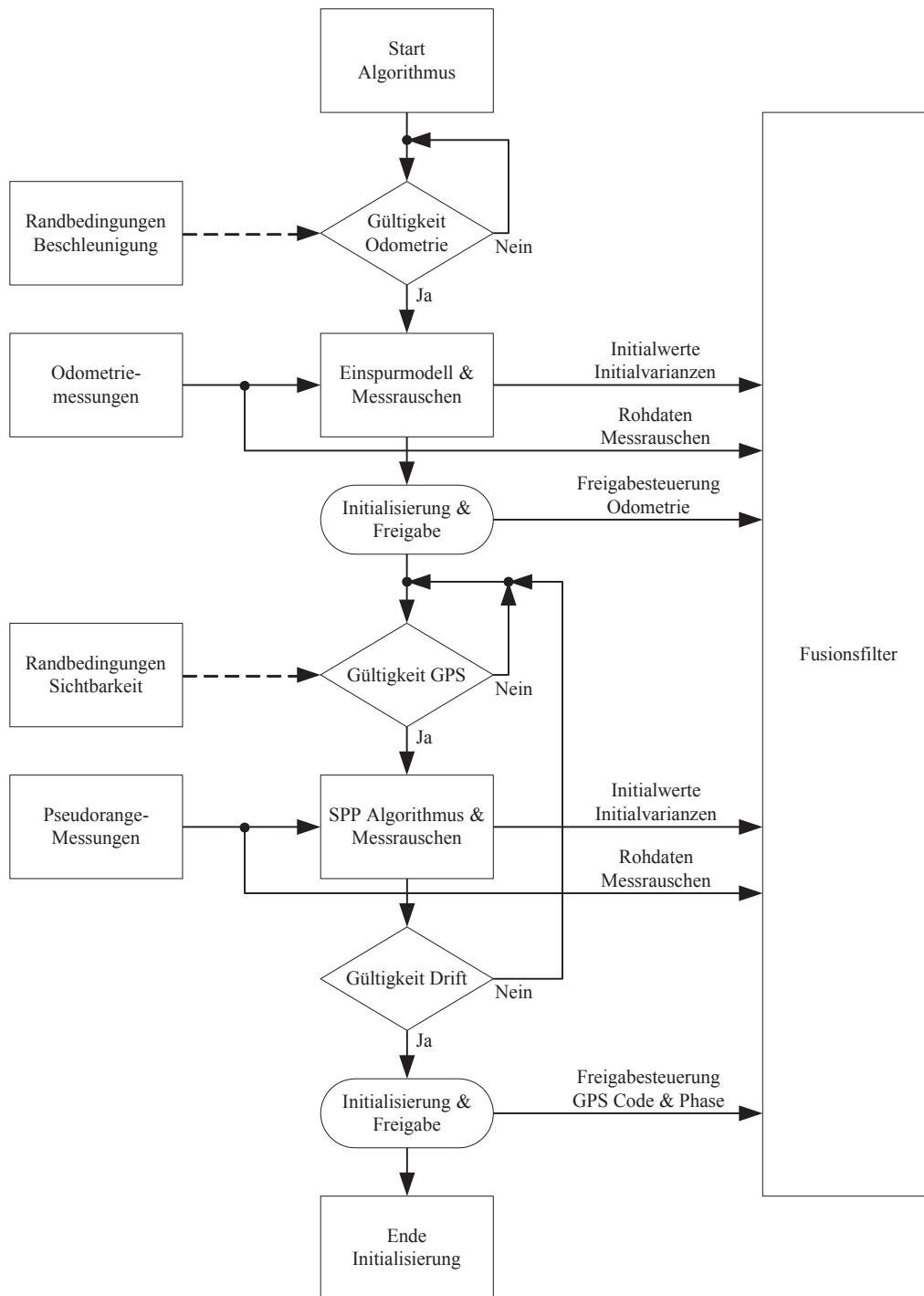


Abbildung 4-2: Flussdiagramm Initialisierung

Bei dem in Abbildung 4-2 gezeigten Ablauf der Initialisierung wird die jeweilige absolute Größe überschrieben: \hat{v}_b und $\hat{\Phi}_e$ im Strapdown-Algorithmus in den Gleichungen (7.6) und (7.12), sowie τ_{Rec} und $\hat{\tau}_{Rec}$ in den Gleichungen (4.68) und (4.83).

Die Anpassung der Varianzen erfolgt durch das Überschreiben der jeweiligen Varianzeinträge der Hauptdiagonalen der Varianz-Kovarianz-Matrix \mathbf{P} , sowie dem Nullsetzen der Kovarianzen unter der Annahme, dass die initialisierten Werte untereinander und mit anderen Zuständen unkorreliert sind.

4.7.2 Sequentielle Filterung

Wie in Abschnitt 4.1 genannt, ist die Reduktion des Rechenaufwands für das Fusionsfilter für den Einsatz in Echtzeit gefordert. Insbesondere der Aufwand der Invertierung einer Matrix nimmt ab einer Größe von drei Zuständen mit dritter Potenz¹¹⁵ der Größe zu. Dies ist beispielsweise bei der Berechnung des Kalman-Gains nach Gleichung (4.3) gegeben.

Ein Verfahren zur Reduktion dieses Rechenaufwands ist das sequentielle Update¹¹⁶. Hierbei werden die Korrekturmessungen zu einem Zeitpunkt nicht in einem einzelnen Schritt, sondern in statistisch unabhängigen und unkorrelierten Blöcken hintereinander angebracht. Je kleiner hierbei die Blöcke sind, desto stärker ist die Reduktion des Rechenaufwands, ohne dass sich das Endergebnis der Fusion ändert.

Für die verwendeten Messgrößen gelten hierbei die Annahmen:

- Das Rauschen der Pseudorange-Messungen ist sowohl untereinander als auch zu anderen Messungen statistisch unabhängig, daher lassen sich die Messungen einzeln verarbeiten.
- Das Rauschen der Deltarange-Messungen ist sowohl untereinander als auch zu anderen Messungen statistisch unabhängig, daher lassen sich die Messungen einzeln verarbeiten.
- Das Rauschen der Odometrie-Messungen ist innerhalb einer Messung in der fahrzeugfesten x - y -Ebene über den Lenkwinkel korreliert, jedoch zu der z -Achse und anderen Odometrie-Messungen statistisch unabhängig, daher lassen sich die Messungen innerhalb der x - y -Ebene einzeln als zweidimensionale Blöcke, und die in Abschnitt 4.5.3 beschriebenen modellbasierten Messungen in z -Richtung einzeln verarbeiten.

¹¹⁵ Beschorner, J.: Seminar Automobile Systeme in der Automatisierung, 2012, Abschnitt 2.2

¹¹⁶ Bar-Shalom, Y. et al.: Estimation with Applications to Tracking and Navigation, 2001, Abschnitt 7.3

Schlotterer, M.: Robuste Schätzung und Sensorfusion zur Navigation von wiederverwendbaren Raumtransportern, 2007, Abschnitt 2.3.2

Das sequentielle Update wird dabei in folgenden Schritten durchgeführt:

1. Einmalige Ausführung des Prädiktionsschrittes nach Gleichungen (4.1) und (4.2).
2. Initialisierung der internen Variablen des sequentiellen Updates, gekennzeichnet durch den Index \sim :

$$\vec{\tilde{x}}_k = \vec{x}_k^- \quad (4.107)$$

$$\tilde{\mathbf{P}}_k = \mathbf{P}_k^- \quad (4.108)$$

- 3.a. Durchlauf der Sequenz: Ausführung des Korrekturschrittes nach Gleichungen (4.3), (4.5) und (4.6) mit den einzelnen Messungen.
- 3.b. Update der sequenz-internen Variablen zur Berechnung des nächsten Schrittes:

$$\vec{\tilde{x}}_k = \vec{x}_k^+ \quad (4.109)$$

$$\tilde{\mathbf{P}}_k = \mathbf{P}_k^+ \quad (4.110)$$

- 3.c. Sind weitere noch anzubringende Daten vorhanden, weiteres Fortsetzen der Sequenz bei Schritt 3.a.
4. Nach dem Durchlauf der Sequenz mit allen einzelnen Messungen gemäß der Schritte 3.a, 3.b und 3.c entsprechen die Ergebnisse \vec{x}_k^+ und \mathbf{P}_k^+ denen einer Berechnung in einem einzigen Schritt und damit dem Gesamtergebnis der Filterung.

4.7.3 Entfall des Prädiktionsschrittes für den Zustandsvektor

Eine Besonderheit am Error-State-Space-Ansatz ist, dass durch die im Basissystem angebrachte Korrektur der geschätzten Fehler nach jedem vollständigen Durchlauf des Filters der Erwartungswert der Fehler für den nächsten Schritt Null ist. Dadurch entfällt der Prädiktionsschritt für die Filterzustände,¹¹⁷ und der Rechenaufwand für das Filter wird weiter reduziert. Damit vereinfacht sich Gleichung (4.1) zu:

$$\vec{x}_k^- = \vec{0} \quad (4.111)$$

4.7.4 Optimierung der Numerik

Häufig treten bei der Berechnung in digitalen Systemen Numerik- und Rundungsfehler auf und führen insbesondere bei der in Gleichung (4.6) gezeigten Propagation der Varianzen zu Asymmetrien oder negativen Eigenwerten der Varianz-Kovarianz-Matrix. Dies führt zu einem suboptimalen, schlimmstenfalls sogar instabilen Verhalten des Filters.

¹¹⁷ Wendel, J.: Integrierte Navigationssysteme, 2007, Abschnitt 8.2.1

Die Berechnung der Varianzpropagation durch die Joseph's Form¹¹⁸ verwendet eine quadratische Form und vermeidet dabei diese Probleme bei einem moderaten, für Echtzeitanwendungen unkritischen Anstieg der Rechenlast. Damit wird Gleichung (4.6) äquivalent ersetzt durch:

$$\mathbf{P}_k^+ = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \cdot \mathbf{H}_k) \cdot \mathbf{P}_k^- \cdot (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \cdot \mathbf{H}_k)^T + \mathbf{K}_k \mathbf{R}_k \mathbf{K}_k^T \quad (4.112)$$

4.7.5 Sequentielles Update des Kalman-Gains

Durch das sequentielle Update steht am Ende der Sequenz nicht mehr der alle Korrekturen umfassende Kalman-Gain \mathbf{K}_k zur Verfügung, da nur partielle, für den aktuellen Messschritt verwendete Matrizen \mathbf{K}_i^p verwendet werden. Dies steht im Widerspruch zu einer sich im Weiteren in Abschnitt 5.3 ergebenden Anforderung aus der Berechnung des Integritätsmaßes. Dabei wird die gesamte Kalman-Gain-Matrix zur Berechnung der Protection-Levels benötigt. Zur Umsetzung einer rechenzeiteffizienten Berechnung des gesamten Kalman-Gains wird der Ansatz gewählt, dass die Kalman-Gain-Matrix \mathbf{K}_i mit jeder hinzukommenden Beobachtung um deren Dimension an Spalten wächst, und die bereits bestehende Kalman-Gain-Matrix \mathbf{K}_{i-1} um einen Korrekturterm angepasst wird. Die Beobachtungsmatrix \mathbf{H}_i^p wird jeweils um die mit der i -ten Beobachtung hinzukommenden Submatrix \mathbf{K}_i^p erweitert. Hierbei ergibt sich zur sequentiellen Berechnung des Kalman-Gains:

$$\mathbf{K}_i = [\mathbf{K}_{i-1} - \mathbf{K}_i^p \cdot \mathbf{H}_i^p \cdot \mathbf{K}_{i-1} \quad \vdots \quad \mathbf{K}_i^p] \quad (4.113)$$

Mit:

\mathbf{K}_{i-1} : Gesamte Kalman-Gain-Matrix vor dem i -ten Schritt der Sequenz

\mathbf{K}_i : Gesamte Kalman-Gain-Matrix nach dem i -ten Schritt der Sequenz

\mathbf{K}_i^p : Partielle Kalman-Gain-Matrix des i -ten Schrittes der Sequenz

\mathbf{H}_i^p : Beobachtungsmatrix des i -ten Schrittes der Sequenz

Dabei beschreibt \mathbf{K}_i in jedem Schritt der Sequenz den gesamten Kalman-Gain, der auch durch die Anbringung aller i Updates in einem Schritt berechnet würde. Die bestehende Kalman-Gain-Matrix \mathbf{K}_{i-1} wird durch die Subtraktion des Korrekturterms $\mathbf{K}_i^p \cdot \mathbf{H}_i^p \cdot \mathbf{K}_{i-1}$ angepasst. Durch das Anfügen von \mathbf{K}_i^p am Ende des so aufdatierten Kalman-Gains wächst die Matrix in jedem Schritt mit der Dimension der jeweils verwendeten Beobachtung.

¹¹⁸ Bar-Shalom, Y. et al.: Estimation with Applications to Tracking and Navigation, 2001, Gl. 7.1.1-6

Dieser Kalman-Gain wird dabei nur für die Berechnung des Integritätsmaßes verwendet, im Fusionsfilter selbst wird \mathbf{K}_i nicht weiter benötigt. Am Ende der Sequenz, d.h. nach dem Anbringen aller Korrekturen, entspricht \mathbf{K}_i dem alle Korrekturen umfassenden Kalman-Gain \mathbf{K}_k und lässt sich äquivalent verwenden.

4.7.6 Optimierter Filteralgorithmus

Die rechenzeiteffiziente, sequentielle Formulierung des Error-State-Space-Kalman-Filters mit Berechnung des gesamten Kalman-Gains ergibt sich daher zusammengefasst als:

Prädiktionsschritt zur k -ten Messepoche mit j Beobachtungen:

$$\vec{x}_k^- = \vec{0} \quad (4.114)$$

$$\mathbf{P}_k^- = \mathbf{A}_k \cdot \mathbf{P}_{k-1}^+ \cdot \mathbf{A}_k^T + \mathbf{Q}_k \quad (4.115)$$

Initialisierung der Sequenz:

$$\vec{\tilde{x}}_{i-1} = \vec{x}_k^- \quad (4.116)$$

$$\tilde{\mathbf{P}}_{i-1} = \mathbf{P}_k^- \quad (4.117)$$

i -ter Schritt der Messupdate-Sequenz:

$$\mathbf{K}_i^p = \tilde{\mathbf{P}}_{i-1} \cdot \mathbf{H}_i^{pT} \cdot \left(\mathbf{H}_i^p \cdot \tilde{\mathbf{P}}_{i-1} \cdot \mathbf{H}_i^{pT} + \mathbf{R}_i^p \right)^{-1} \quad (4.118)$$

$$\mathbf{U}_i^p = \mathbf{I} - \mathbf{K}_i^p \cdot \mathbf{H}_i^p \quad (4.119)$$

$$\tilde{\mathbf{K}}_i = [\tilde{\mathbf{K}}_{i-1} - \mathbf{K}_i^p \cdot \mathbf{H}_i^p \cdot \tilde{\mathbf{K}}_{i-1} \quad \vdots \quad \mathbf{K}_i^p] \quad (4.120)$$

$$\vec{\tilde{x}}_i = \mathbf{U}_i^p \cdot \vec{\tilde{x}}_{i-1} + \mathbf{K}_i^p \cdot \vec{z}_i^p \quad (4.121)$$

$$\tilde{\mathbf{P}}_i = \mathbf{U}_i^p \cdot \tilde{\mathbf{P}}_{i-1} \cdot \mathbf{U}_i^{pT} + \mathbf{K}_i^p \mathbf{R}_i^p \mathbf{K}_i^{pT} \quad (4.122)$$

falls $i < j$, Abschluss des i -ten Schrittes der Messupdate-Sequenz / Vorbereitung auf den nächsten Schritt:

$$i = i + 1 \quad (4.123)$$

$$\vec{\tilde{x}}_{i-1} = \vec{\tilde{x}}_i \quad (4.124)$$

$$\tilde{\mathbf{P}}_{i-1} = \tilde{\mathbf{P}}_i \quad (4.125)$$

Endergebnis des Filterungsschrittes bei $i = j$:

$$\vec{x}_k^+ = \vec{x}_j \quad (4.126)$$

$$\mathbf{P}_k^+ = \tilde{\mathbf{P}}_j \quad (4.127)$$

$$\mathbf{K}_k = \tilde{\mathbf{K}}_j \quad (4.128)$$

Hierbei sind \vec{x}_i , $\tilde{\mathbf{P}}_i$ und $\tilde{\mathbf{K}}_i$ auch innerhalb der Sequenz nach Abschluss des i -ten Schrittes der Sequenz stets gleich den jeweiligen Größen einer Berechnung in einem einzigen Schritt mit allen bisher verarbeiteten i Messungen.

4.8 Verzögerte Verfügbarkeit

Abhängig von Aufbau und Messprinzip eines Sensors entsteht ein Verzug zwischen dem tatsächlichen Messzeitpunkt und der Ausgabe der Messdaten. Weitere Verzugszeiten entstehen durch unterschiedliche Abtastraten und -zeitpunkte von Basissystem und Korrekturmessungen. Die Verarbeitung dieser dadurch veralteten Daten in einem Fusionsfilter führt in Abhängigkeit von Arbeitspunkt und Dynamik der gemessenen Größe zu Fehlern. Beispielsweise bewirkt eine für viele GPS-Empfänger typische Verzugszeit von 100 ms bei einer Fahrzeuggeschwindigkeit von 30 m/s einen Positionsfehler von 3 m, der damit bei einem realistischen Anwendungsfall zu groß für eine fahrstreifengenaue Ortung ist. Dies motiviert die Erstellung einer Methode zur Kompensation solcher Fehler.

Für einen echtzeitfähigen Algorithmus, der diesen Fehler bei der Verwendung im Fusionsfilter kompensiert, sind einerseits eine niedrige Komplexität mit minimalem Speicher- und Rechenzeitbedarf, und andererseits eine möglichst geringe Zunahme der Latenzzeit des Fusionsfilters gefordert. Weiterhin ist für die verwendeten Sensordaten vorausgesetzt, dass die Messzeitpunkte zur Berechnung des zum Basissystem relativen Zeitverzuges bestimmbar sind.

4.8.1 Stand der Technik

Zum korrekten Anbringen von verzögert verfügbaren Messungen mit bekanntem Zeitverzug in Kalman-Filtern existieren mehrere Herangehensweisen. Die einfachste Methode des Abwartens bis zur Verfügbarkeit aller zu einem Zeitpunkt gehörigen Messungen wird wegen der resultierenden Verzugszeit verworfen, da diese für Echtzeitanwendungen nicht akzeptabel ist. Ebenso sind akausale Methoden, die mit aufgezeichneten Daten nach Abschluss der Messung funktionieren, ungeeignet. In Betracht kommen ausschließlich kausale Systeme, die in der Lage sind, verzögerte

Messungen an dem aktuellen Filterzustand anzubringen. Beispielsweise zeigt Wendel¹¹⁹ einen Algorithmus mit einem erweitertem Systemmodell, das die Zustandsschätzungen vom aktuellen und von vorangegangenen Zeitpunkten enthält. Dieser Ansatz stellt laut Wendel¹²⁰ zwar eine theoretische Lösung dieses Problems dar, ist jedoch in der Praxis wegen zu hohem Rechenaufwand nicht sinnvoll einsetzbar. Im Weiteren wird eine an Larsen et al.¹²¹ angelehnte Methode vorgestellt, die unter der Annahme vernachlässigbarer Änderungen, d.h. Konstanz von Schätzfehlern während der Verzugszeit eine echtzeitfähige Korrektur ermöglicht. Die weitere hierbei getroffene Annahme, dass während der Verzugszeit keine Messungen anderer Sensoren fusioniert werden, lässt eine Anwendung in Umgebungen mit mehreren zur Korrekturmessung eingesetzten Sensoren mit heterogenen Abtastraten und -zeitpunkten jedoch nicht zu. Gopalakrishnan et al.¹²² zeigen weiterhin einen Vergleich von Methoden zum Anbringen verzögerter und unregelmäßiger Messungen in Extended-Kalman-Filtern bei bekanntem Zeitverzug zu anderen Messungen. Betrachtet wird hierbei die Neuberechnung des Filters bei Verfügbarkeit verzögerter Daten ab dem wahren Messzeitpunkt, was jedoch einerseits einen für Echtzeitanwendungen zu hohen Speicher- und Rechenaufwand darstellt und andererseits bereits ausgegebene Ergebnisse nachträglich verändert, so dass kein konsistenter Datensatz entsteht. Ein weiterer darin vorgestellter Ansatz ist *Alexander's Method*, diese ist die Grundlage für die bereits genannte Methode von Larsen et al. und liefert im Sinne des Kalman-Filters keine optimalen Schätzungen. Im Weiteren werden verschiedene Verfahren mit erweiterten Zuständen (State Augmentation) vorgestellt, die insbesondere bei nicht genau bekannten Zeitverzügen eingesetzt werden und für verschiedene Fusionsfilter gültig sind, jedoch einen hohen Rechenaufwand erfordern. Insbesondere für eingebettete Systeme mit eingeschränkter Rechenleistung, wie sie in automobilen Anwendungen zum Einsatz kommen, ist damit ein Echtzeitbetrieb kritisch.

¹¹⁹ Wendel, J.: Integrierte Navigationssysteme, 2007, Gl. 8.148 / Gl. 8.149

¹²⁰ Wendel, J.: Integrierte Navigationssysteme, 2007, Abschnitt. 8.4

¹²¹ Larsen, T. D. et al: Incorporation of Time Delayed Measurements in a Discrete-Time Kalman Filter, 1998

¹²² Gopalakrishnan, A. et al.: Journal of Process Control 21, 2011, S. 119–129

4.8.2 Umsetzung¹²³

Für den speziellen Fall des Error-State-Space-Kalman-Filter wird eine verbesserte, die genannten Schwachpunkte adressierende Methode vorgestellt, die mehrere, unterschiedlich verzögerte und abgetastete Sensormessungen mit hinreichend niedrigem Rechenaufwand für einen Echtzeiteinsatz verarbeitet. Dazu werden folgende Annahmen getroffen:

1. Innerhalb einer Zeitspanne τ sind die Änderungen der Fehler der Zustände \vec{X} im Strapdown-Algorithmus vernachlässigbar und unabhängig von den Messwerten. Die Zeitspanne τ entspricht hierbei dem größten im System zu erwartenden, noch die genannte Annahme erfüllenden Zeitverzug von Messdaten. Im Rahmen der Zeitspanne τ werden, abhängig von der Abtastrate f_{IMU} des Basissystems, n Messwerte im Speicher gehalten (n hierbei zum nächstgrößeren ganzzahligen Wert aufgerundet):

$$n = \tau \cdot f_{IMU} \quad (4.129)$$

2. Bei Gültigkeit von Annahme (1) ist innerhalb von τ eine Trennung der n gespeicherten, um den aktuell bekannten Fehler korrigierten Vergangenheitsdaten \vec{X}_n in wahre Arbeitspunkte \vec{V}_n und davon unabhängige Restfehler $\vec{\varepsilon}$ zulässig. Da der Fehler über τ als konstant angenommen wird, ist er identisch mit dem Fehler der aktuellen Messepoche und ist daher auch durch die zugehörigen Varianzen des Kalman-Filters korrekt beschrieben:

$$\vec{X}_n = \vec{V}_n + \vec{\varepsilon} \quad (4.130)$$

3. Zwischen jeweils zwei aufeinanderfolgenden Abtastschritten des Filters sind alle Änderungen der Messwerte als annähernd proportional zur Zeitdauer zu beschreiben.
4. Die Verzögerungszeit t_d zwischen der aktuellen Abtastzeit des Basissystems des Error-State-Space-Filters (in dem hier beschriebenen Fall IMU + Strapdown-Algorithmus) und der Korrekturmessung ist generell bekannt oder messbar.

Der in Gleichung (4.4) verwendete Beobachtungsvektor \vec{z}_k ergibt sich beim Error-State-Space-Kalman-Filter als Differenz zwischen Korrekturmessung und der Messung des Basissystems. Gilt Annahme (1), so ist es zulässig, einen um t_d in der Vergangenheit ermittelten Fehler ohne Verluste von Genauigkeit in der aktuellen, gegenwärtigen Messepoche anzubringen, unter der Voraussetzung, dass $t_d \leq \tau$ gilt. Damit ist zur virtuellen Messung in der Vergangenheit eine Speicherung der zur Berechnung von \vec{z}_k

¹²³ vgl. Dziubek, N.: Zeitkorrigiertes Sensorsystem, 2013

verwendeten Daten des Basissystems innerhalb der Zeitspanne τ ausreichend. Formal ist das Filter damit zwar nicht mehr optimal im Sinne des verzögerten Anbringens von Messdaten bei bekannter Verzugszeit, jedoch führen Methoden¹²⁴ zur optimalen Kompensation der Verzugszeit zu akausalem Filterverhalten, Latenzzeiten in der Größenordnung der Latenzzeit des langsamsten Sensors, oder hohem Rechenaufwand, womit eine Einsatzfähigkeit in Echtzeit entfällt.

Während der Verzugszeit finden im Allgemeinen auch Korrekturen durch andere Sensormessdaten mit unterschiedlichen Verzugszeiten statt. Um Annahme (2) aufrechtzuerhalten, findet bei einer Korrektur der aktuellen Messdaten durch die vom Filter errechneten Fehlerinkremente \vec{x}_k auch die Korrektur des für alle gespeicherten Messdaten \vec{X}_n gültigen Fehlers $\vec{\varepsilon}$ statt. Somit ist gewährleistet, dass unabhängig vom zeitlichen Verzug stets die aktuellen Fehler auch bei den gespeicherten Zuständen korrigiert sind, und dass damit deren Beschreibung auch durch die aktuelle Varianz-Kovarianz-Matrix konsistent ist.

Da zum m -ten Abtastintervall in einem vom Basissystem berechneten Wert \vec{X}_m auch die summierten Korrekturinkremente $\vec{\varepsilon}_0$ aus der Vergangenheit bereits enthalten sind, gilt für das Update der zugehörigen Korrektur $\vec{\varepsilon}$:

$$\vec{\varepsilon} = \vec{\varepsilon}_0 + \sum_{s=0}^{s=m} \vec{x}_s \quad (4.131)$$

Hierbei ist für die aktuelle Messepoche $m = k$. Dies erlaubt eine rechenzeiteffiziente, rekursive Implementierung als Summation der vom Filter errechneten Korrekturen \vec{x}_k einer Messepoche auf jeweils alle gespeicherten Werte \vec{X}_n .

Da im Allgemeinen nicht von synchroner Abtastung von Basissystem und Korrekturmessungen ausgegangen wird, erfolgt unter Annahme (3) eine lineare Interpolation des zur Fehlerberechnung verwendeten Messdatensatzes \vec{X}_k . Unter Annahme (4) wird die Verzögerungszeit t_d verwendet, um die beiden diesem Zeitpunkt am nächsten liegenden, und diesen daher einschließenden, Messungen des Basissystems \vec{X}_i und \vec{X}_j auszuwählen. Hierbei gilt, dass $t_i < t_d \leq t_j$. Es erfolgt die lineare Interpolation zwischen den Messwerten nach:

$$\vec{X}_k = \vec{X}_i + (\vec{X}_j - \vec{X}_i) \cdot \frac{t_d - t_i}{t_j - t_i} \quad (4.132)$$

¹²⁴ vgl. Gopalakrishnan, A. et al: Incorporating delayed and infrequent measurements in Extended Kalman Filter based nonlinear state estimation, 2011, Abschnitt 3

Die um den aktuell bekannten Fehler korrigierten und auf den Korrekturmesszeitpunkt interpolierten Werte \vec{X}_k werden mit den Korrekturmessungen zu \vec{z}_k verrechnet und zur Korrektur der Zustände verwendet.

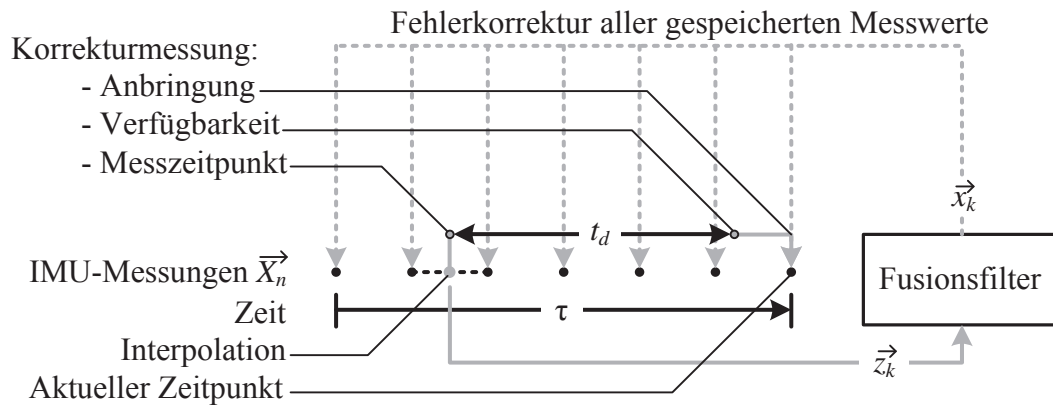


Abbildung 4-3: Funktionsweise Verzögerte Verfügbarkeit

Die sich ergebende gesamte Funktionsweise der Kompensation der zeitverzögerten Verfügbarkeit ist in Abbildung 4-3 gezeigt. Hierbei ist erkennbar, dass die vergangenen, gespeicherten Werte \vec{X}_n des Basissystems als gültige Korrekturen für den nächsten Abtastschritt nach der Verfügbarkeit von Korrekturmessdaten verwendet werden. Die sich daraus ergebenden Fehlerkorrekturen \vec{x}_k werden auf alle gespeicherten Werte angewendet.

4.9 Plausibilisierung

Wie in Abschnitt 4.3.1 beschrieben, wird die IMU als von äußeren Störungen unbeeinflusst angenommen, während die Korrekturmessungen von zufälligen, umweltbedingten Störungen betroffen sind. Solange diese Störungen bezüglich ihrer Größe und Häufigkeit die Modellannahme eines Gaußschen weißen Rauschens erfüllen, entsteht keine Einschränkung der Optimalität des Schätzalgorithmus. Da dies für die verwendeten Sensoren im Allgemeinen nicht gegeben ist, z.B. bei Mehrwegeausbreitung bei GPS oder bei großem Schlupf eines Rades bei der Odometrie, wird ein Konzept zur Plausibilisierung der Messdaten entwickelt.

Aus der Anforderung an die Plausibilisierung, die Entdeckungswahrscheinlichkeit und -geschwindigkeit von Fehlern zu maximieren, ergibt sich die Nutzung aller verfügbaren Redundanzen von Messdaten zur Fehlerdetektion als **Unteranforderung (1)**. Weiterhin besteht die **Anforderung (2)**, mit dem bestehenden Fusionsfilterkonzept kompatibel zu sein und dessen Anforderungen an die Verarbeitung heterogener Messdaten ebenso zu erfüllen.

Daraus folgt insbesondere die Forderung, dass die Überprüfbarkeit der Messdaten unabhängig von den Messzeitpunkten und der Abtastrate der Sensoren gegeben ist.

Da die Güte der Schätzungen des Fusionsfilters von allen Messdaten profitiert, die ihrem stochastischen Modell entsprechen, ergibt sich als weitere **Anforderung (3)**, dass nur bei Abweichungen der Messdaten von ihrem stochastischen Modell Veränderungen an den Daten vorgenommen werden und ansonsten dem Filter die größtmögliche Anzahl an Messungen unverändert zugeführt wird.

Aus Anforderungen (1) und (2) folgt, dass die in jeder Messepoche als redundante Vergleichsgrößen verfügbaren Messungen aus dem Basissystem IMU + Strapdown-Algorithmus, und bei gegebener Verfügbarkeit Messwerte aus weiteren Korrekturmessungen verwendet werden. Anforderung (3) führt zu einer Überprüfung der individuellen Messwerte gegen ihr stochastisches Modell, deren Prüfschärfe mit definierter Irrtumswahrscheinlichkeit über Parameter einzustellen ist. Daraus, und aus der Annahme der ebenso fehlerbehafteten Werte des Basissystems, ergibt sich als **Unteranforderung (4)**, dass die Überprüfung der Messdaten auch die zugehörigen stochastischen Unsicherheiten mit einbezieht. Ziel ist hierbei ein selbstregelndes und plausibles Verhalten, das einen möglichst kurzen Ausregelvorgang bei Störungen und gleichzeitig eine möglichst hohe Selektivität für fehlerbehaftete Messungen zeigt. Aus Anforderung (4) folgt, dass die Messrauschmatrix als Beschreibung der Messunsicherheit, und die Varianz-Kovarianz-Matrix des Fusionsfilters als Beschreibung der Unsicherheiten des Basissystems als Eingangsparameter der Plausibilisierung verwendet werden.

4.9.1 Stand der Technik

Methoden zur Detektion, Kompensation oder zum Ausschluss von gestörten Sensormessungen sind grundsätzlich klassifizierbar in *stochastische Verfahren*, die auf entsprechenden Unsicherheits- und Fehlermodellen beruhen und die Erfüllung dieser Modelle durch das gemessene Signal bewerten, und *physikalische Verfahren*, die auf System- und Messmodellen beruhen und damit Vor- und Zusatzwissen zur Fehlerbehandlung verwenden.

Die in diesem Abschnitt vorgestellten Methoden beschränken sich hierbei auf die für das Fusionsfilter relevanten Methoden für Tightly-Coupling von GPS-Messungen. Insbesondere Mehrwegeempfang und Reflektionen sind hierbei die größte Fehlerquelle auf Rohdatenebene, und zahlreiche Verfahren beschäftigen sich mit der Vermeidung oder Kompensation dieser Fehler. Auf Signalebene sind die hierdurch entstehenden Störungen als zeitlich veränderliche, additive Fehler zu betrachten. Damit sind Störungen der Odometrie durch beispielsweise hohen Schlupf oder Schlaglöcher mit diesen Fehlern vergleichbar, und es wird angenommen, dass entsprechende Detektions- und Behandlungsmethoden auch hierfür anwendbar sind.

Als ein stochastisches Verfahren zur Korrektur von Mehrwegeempfang wird von Ge et al.¹²⁵ die Verwendung eines adaptiven Filteralgorithmus vorgestellt, der ein Verfahren der kleinsten Fehlerquadrate mit endlicher Impulsantwort umsetzt. Eine Beobachtungszeit über zwei Tage führt hierbei zu einer Reduktion der Standardabweichung der Pseudoranges durch Mehrwegeempfang auf ein Viertel des ursprünglichen Wertes, bei den Trägerphasenmessungen halbiert sich der ursprüngliche Wert. Dieser Filtertyp führt daher bei geringem Rechen- und Implementierungsaufwand zu signifikanten Verbesserungen, ist jedoch nur auf quasistatische Antennenpositionen anwendbar.

Ein weiteres stochastisches Verfahren wird durch Salgueiro et al.¹²⁶ beschrieben, in dem die *gekürzten Beobachtungen*¹²⁷ von Pseudoranges und Deltaranges als Bewertungsgrößen verwendet und zwei unterschiedliche Teststatistiken berechnet werden, die beide zur Bewertung mit einem *RAIM (Receiver Autonomous Integrity Monitoring)*¹²⁸-Algorithmus geeignet sind.

Ebenso zur Klasse der stochastischen Methoden gehört ein Algorithmus, der Korrelationen von Fehlern der Pseudoranges und Deltaranges über das nichtlineare Systemidentifikationsverfahren *Parallel Cascade-Identification (PCI)* schätzt. Über ein nichtlineares, zur Verwendung der Korrelationsschätzungen geeignetes Filter wie dem *Mixture-Particle-Filter (M-PF)* wird die Fusion mit Inertialmessungen durchführt.¹²⁹ Dieses kombinierte Filter erweist sich als überlegen im Vergleich zu einem M-PF ohne PCI-Schätzung und Lösungen mit einem Kalman-Filter, insbesondere in Situationen mit weniger als vier sichtbaren Satelliten. Nachteilig an dem Verfahren sind die hohe Komplexität und der hohe Rechenaufwand, sowie die in Tabelle 4-1 genannten weiteren nachteiligen Eigenschaften von Partikelfiltern.

Ein weiteres stochastisches Verfahren beschreibt einen kombinierten Algorithmus aus einem Partikelfilter und einem korrelationsbasierten Mehrwege-Ausbreitungsmodell.¹³⁰ Hierbei wird die Verteilungsfunktion der Pseudorange-Fehler als autoregressive Funktion modelliert, jeweils für den Betriebspunkt „Stillstand“ und „Bewegung“.

¹²⁵ Ge, L., Han, S. Rizos, C.: Multipath Mitigation of Continuous GPS Measurement Using an Adaptive Filter, 2000

¹²⁶ Salgueiro, F. et al.: Weighted Total Least Squares RAIM Algorithm Using Carrier Phase Measurements, 2012

¹²⁷ Zur Definition und Berechnung dieser Messgröße siehe Gl. (4.54) und Gl. (4.70)

¹²⁸ Siehe Abschnitt 5.2.2

¹²⁹ Iqbal, U. et al.: Pseudoranges Error Correction in Partial GPS Outages for a Nonlinear Tightly Coupled Integrated System, 2013

¹³⁰ Khider, M. et al.: Bayesian Multisensor Navigation Incorporating Pseudoranges and Multipath Model, 2010

Eine weitere, echtzeitoptimierte Methode basiert auf einem Multi-Hypothesen-Ansatz zur Fehlerdetektion in Pseudorange-Messungen, hierbei werden als falsch identifizierte Hypothesen aus dem Hypothesensatz entfernt und damit kontinuierlich der Rechenaufwand reduziert.¹³¹ Diese Methode wird auf einen Deep-Integration-Ansatz¹³² angewendet.

Es ist erkennbar, dass stochastische Verfahren durchaus geeignet sind, signifikante Verbesserungen an gestörten GNSS-Messungen zu erzielen. Schwachpunkte dieser Verfahren sind jedoch der häufig damit verbundene hohe Rechenaufwand und die fehlende Möglichkeit, bestehendes Systemwissen für die Detektion von Störungen zu verwenden. Die Stärke stochastischer Verfahren liegt dagegen in ihrer allgemeinen Gültigkeit und in ihrer Anpassungsfähigkeit auf geänderte Randbedingungen.

Physikalische Verfahren beruhen dagegen auf der Modellierung bekannter Zusammenhänge. Eine solche Modellierung wird beispielsweise durch die Prädiktion der Pseudorange-Änderung unter Verwendung von Doppler-Messungen des gleichen Signals und deren Vergleich mit der darauffolgenden realen Messung umgesetzt.¹³³ Übersteigt die Abweichung einen Schwellwert, wird sie als fehlerbehaftet angesehen.

Für eine Anwendung im Bereich des Schienenverkehrs¹³⁴ wird die Annahme getroffen, dass aufgrund der üblichen Geometrien von Gleisstrecken der Empfang von Satelliten in und entgegen der Fahrtrichtung größtenteils ungestört ist und Fehler hauptsächlich in der Querrichtung auftreten. Dieser Zusammenhang wird vereinfachend als Ellipse mit Fehlerwahrscheinlichkeiten modelliert und als Grundlage zur Hypothesenbildung verwendet.

Ein physikalisches Modell¹³⁵ des Umfelds, das innerstädtische Bebauung in Form einer dreidimensionalen Karte verwendet und über einen Raytracing-Algorithmus mögliche Reflektionswege von GPS-Signalen verwendet, wird als kostengünstigere, für den Einsatzzweck im Automobil optimierte Alternative zur Verwendung von Choke-Ring- oder Array-Antennen, verschiedenen RAIM-Algorithmen¹³⁶, Bayes'schen

¹³¹ Abdel-Hafez, M. F.: Detection of Bias in GPS Satellites' Measurements: A Probability Ratio Test Formulation, 2013

¹³² Siehe Abschnitt 3.2

¹³³ Braisted, P.E., Beckmann, M.: Fault Detection and Exclusion Method for Navigation Satellite Receivers, 1998

¹³⁴ Lüddecke, K., Rahmig, C.: Berücksichtigung umgebungsbedingter Fehlereinflüsse bei der Fusion von Ortungssensordaten für Eisenbahnanwendungen, 2011

¹³⁵ Obst, M. et al.: Urban Multipath Detection and Mitigation with Dynamic 3D Maps for Reliable Land Vehicle Localization, 2012

¹³⁶ Siehe Abschnitt 5.2.2

Netzwerken¹³⁷ und der Verwendung einer Infrarot-Kamera zur Detektion von Abschattungen vorgeschlagen. Ein ähnliches Verfahren¹³⁸ verwendet öffentlich zugängliche Azimut- und Elevationsdaten des Geländes zur Modellierung der Ausbreitungswege von GNSS-Signalen.

Nachteile der gezeigten physikalischen Modelle sind einerseits getroffene Vereinfachungen, die nicht allgemein für jede Art an Störung gültig sind, andererseits die Abhängigkeit von Daten aus Drittquellen, die für den Einsatzort gültig und aktuell zu halten sind, um eine korrekte Funktionsweise zu garantieren. Die Stärke physikalischer Modelle ist dagegen die Verwendung von System- und Vorwissen, was eine im Vergleich zu stochastischen Methoden höhere Trennschärfe und schnellere Detektion von Störungen ermöglicht sowie der üblicherweise damit erzielte geringere Rechenaufwand.

4.9.2 Auswahl einer Plausibilisierungsmethode

Ziel für die Messwert-Plausibilisierung ist die Umsetzung einer Methode, die sowohl die Allgemeingültigkeit und Anpassungsfähigkeit stochastischer Verfahren als auch die Implementierung von Systemwissen und den niedrigen Rechenaufwand von physikalischen Modellen besitzt. Das Fusionsfilter verwendet grundsätzlich Gaußsches weißes Rauschen als stochastisches Modell, daher ist zu jedem Messwert die modellierte Standardabweichung σ_{Mess} bekannt.

Als stochastisches Verfahren für die Überprüfung der Korrekturdaten mit redundanten Daten aus dem Basissystem wird aus der Messunsicherheit σ_{Mess} und der Schätzunsicherheit σ_{Basis} die gesamte Unsicherheit bestimmt und eine $n \cdot \sigma$ -Umgebung zur Berechnung des Schwellwerts ξ für die Fehlerdetektion verwendet. Der Parameter n bestimmt hierbei die Irrtumswahrscheinlichkeit und ist frei wählbar. Dieses Verfahren ist vergleichbar mit einem Normalized-Innovation-Squared- (NIS)-Test¹³⁹, durch die alleinige Verwendung der Varianzen demgegenüber jedoch vereinfacht. Durch die Vernachlässigung der Kovarianzen zwischen den Zuständen, die somit als unkorreliert angenommen werden, erfolgt eine Reduktion des Rechenaufwands im Vergleich zum vollen NIS-Test.

Als weitgehend filterunabhängiges physikalisches Prüfverfahren wird eine Überprüfung redundanter Messwerte einer Messepoche untereinander durchgeführt. Hierbei erfolgt die Überprüfung der Messwerte auf Einhaltung von bekannten Systemeigenschaften im

¹³⁷ Siehe Tabelle 4-1

¹³⁸ Costa, E.: Simulation of the Effects of Different Urban Environments on GPS Performance Using Digital Elevation Models and Building Databases, 2011

¹³⁹ Bar-Shalom, Y. et al: Estimation with Applications to Tracking and Navigation, 2001, Gl. 5.4.2-10

Rahmen ihrer Messunsicherheiten. Liegt die Abweichung außerhalb einer $n \cdot \sigma$ -Umgebung, wird ein Fehler detektiert, dabei ist n als Parameter für die Irrtumswahrscheinlichkeit frei wählbar.

Es ist hierbei sinnvoll, zuerst die Überprüfung der Messungen mit dem Basissystem, und danach die Überprüfung der gegebenenfalls bereits um fehlerbehaftete Messwerte reduzierten redundanten Messungen untereinander durchzuführen. Insbesondere bei niedriger Unsicherheit des Basissystems wird hierdurch einerseits der Rechenaufwand der gegenseitigen Überprüfungen um die im Vorfeld ausgeschlossenen Messungen reduziert und andererseits die Prüfqualität durch Wegnahme bereits bekannter Fehler verbessert. Im Gegensatz dazu profitiert die Qualität der Überprüfung mit dem Basissystem nicht durch die Entfernung einzelner Messungen, daher ist die genannte Reihenfolge bevorzugt anzuwenden.

Aus Anforderung (4) ergibt sich, dass eine messwertindividuelle Überprüfung noch vor dem Anbringen im Fusionsfilter zu erfolgen hat, um einerseits eine Beeinflussung des Schwellwertes durch potentiell fehlerhafte Messungen auszuschließen und andererseits eine Adaptivität der Prüfung an die Unsicherheiten der Fusionsfilterung zu erreichen. Da es sich bei den von beiden Methoden detektierten Abweichungen um zufällige Fehler handelt, sind diese nicht durch deterministische Modelle korrigierbar. Auch stehen keine weiteren, unabhängigen und noch nicht für eine Verwendung im Filter vorgesehenen Messungen zur Korrektur dieser Fehler zur Verfügung. Somit ergibt sich als einzige Methode zur Fehlervermeidung das Verwerfen der als fehlerhaft erkannten Messungen.

Außerdem werden, unabhängig von der Plausibilisierung durch Überprüfung der Daten untereinander, vom Sensor selbst durch die Eigendiagnose als ungültig markierte Messdaten noch vor der Plausibilisierung verworfen.

4.9.3 GPS Codemessungen¹⁴⁰

Die Beobachtungsgröße des Fusionsfilters für Codemessungen ist die nach Gleichung (4.54) berechnete gekürzte Beobachtung δ_{PSR} , d.h. die Differenz zwischen geometrisch berechneter und gemessener Pseudorange. Gemäß dem Fehlermodell aus Abschnitt 4.5.1 ergibt sich die Standardabweichung der Messung $\sigma_{PSR, Mess}$ aus den dem Filterzustand „Empfängeruhrfehler in der Einheit m“ mit Standardabweichung σ_{Clk} , sowie aus dem Messrauschen σ_{PSR} der Pseudorange-Messung:

$$\sigma_{PSR, Mess}^2 = \sigma_{Clk}^2 + \sigma_{PSR}^2 \quad (4.133)$$

Eine dreidimensionale Projektion des Filterzustandes „Positionsfehler“ mit Standardabweichung σ_{Pos} auf die Sichtlinie zum Satelliten wird nicht durchgeführt, um eine

¹⁴⁰ vgl. Dziubek, N.: Verfahren zum Auswählen eines Satelliten, 2013

Kopplung der Fahrzeugausrichtung mit den Schwellwerten zu vermeiden. Eine solche Kopplung führt insbesondere in der häufig im Stillstand stattfindenden Initialisierungsphase des Filters zu falsch positiven Fehlerdetektionen durch die in diesem Fall undefinierte Ausrichtung.

Daher wird die Positionsunsicherheit σ_{Pos} als Worst-Case-Abweichung als Quadratsumme der Positionsunsicherheiten in den drei im Systemmodell des Fusionsfilters verwendeten fahrzeugfesten x -, y - und z -Achsen als identisch mit den Achsen der Navigationskoordinaten berechnet:

$$\sigma_{Pos}^2 = \sigma_e^2 + \sigma_n^2 + \sigma_u^2 \quad (4.134)$$

Die $n \cdot \sigma$ -Umgebung, und damit der Schwellwert $\xi_{IMU,Code}$, ergibt sich daraus als:

$$\xi_{IMU,Code} = n \cdot \sqrt{\sigma_{PSR,Mess}^2 + \sigma_{Pos}^2} \quad (4.135)$$

Die Wahl des Parameters n beeinflusst damit die noch als Gaußsches weißes Rauschen akzeptierte maximale Abweichung der verglichenen Messwerte und legt somit auch die Irrtumswahrscheinlichkeit der Prüfung fest. Die Bedeutung des Parameters für die Funktion des Fusionsfilters ist die Abstimmung auf den optimalen Kompromiss zwischen höherer Verfügbarkeit von Messungen (n größer) und stärkerer Fehlerunterdrückung (n kleiner). Die daraus resultierende Überprüfung bewertet eine Messung als ungültig, falls

$$|\delta_{PSR}| > \xi_{IMU,Code} \quad (4.136)$$

Weiterhin wird die Überprüfung einer Pseudorange-Messung gegen weitere Pseudorange-Messungen der gleichen Messepoche durchgeführt. Der Prüfung liegt das Modell zugrunde, dass ein in einer ungekürzten Beobachtung z_{PSR} beobachtbarer Positionsfehler geometrisch bedingte Korrelationen in allen weiteren zu seinem Ortsvektor nicht-orthogonalen Beobachtungen von Positionsfehlern z_q mit $p \neq q$ besitzt. Da ein einzelner beobachteter Widerspruch hierbei den Fehler nicht eindeutig bezüglich einer einzelnen Pseudorange-Messung identifiziert, werden alle verfügbaren Satelliten gegeneinander geprüft. Heide¹⁴¹ erläutert hierfür eine Methode, die dieses Verfahren rechenzeiteffizient implementiert. Hierbei wird der Abstand zweier Satelliten zueinander einerseits als l_{Eph} aus den als exakt zu betrachtenden Ephemeridendaten, andererseits als l_{Mess} mittels des Cosinussatzes aus dem Differenzwinkel α der Ortsvektoren zu den Satelliten und den Pseudorange-Messungen berechnet:

$$l_{Mess}^2 = z_p^2 + z_q^2 - 2 \cdot z_p \cdot z_q \cdot \cos(\alpha) \quad (4.137)$$

¹⁴¹ Heide, D.: Entwicklung einer erweiterten Fehlererkennung und Signalplausibilisierung in einem Fusionsfilter mit Tightly Coupled GPS, 2011

Da die Koordinaten der Satelliten und des Fahrzeugs und damit auch die Vektoren dazwischen bekannt sind, vereinfacht sich der Term $z_p \cdot z_q \cdot \cos(\alpha)$ zum Skalarprodukt der Vektoren zwischen Empfängerantenne und Satelliten:

$$z_p \cdot z_q \cdot \cos(\alpha) = (\vec{r}_p \cdot \vec{r}_q) = z_p \cdot z_q \cdot (\vec{e}_p \cdot \vec{e}_q) \quad (4.138)$$

mit \vec{e}_p, \vec{e}_q als Einheits-Ortsvektoren von der Empfängerantenne in Richtung der Satelliten. Damit ergibt sich die durch Messungen ermittelte Strecke zwischen zwei Satelliten als:

$$l_{Mess} = \sqrt{z_p^2 + z_q^2 - 2 \cdot z_p \cdot z_q \cdot (\vec{e}_p \cdot \vec{e}_q)} \quad (4.139)$$

Es wird dabei die Annahme getroffen, dass der Positionsfehler des Strapdown-Algorithmus vernachlässigbar klein gegenüber der gesamten Länge einer Pseudorange (im Schnitt ca. 22.000 km) ist und damit der Sichtwinkelfehler ebenso vernachlässigbar klein ist.

Die aus den Ephemeridendaten berechnete Strecke zwischen zwei Satelliten ergibt sich aus dem Betrag der vektoriellen Differenz der Satellitenpositionen:

$$l_{Eph} = \|\vec{r}_{p,Eph} - \vec{r}_{q,Eph}\| \quad (4.140)$$

Die Längendifferenz Δl des Satellitenabstandes aus beiden Berechnungen dient als Bewertungsgröße für den Pseudorange-Fehler:

$$\Delta l = |l_{Mess} - l_{Eph}| \quad (4.141)$$

Aus der Gaußschen Fehlerfortpflanzung des Messrauschens (Varianzen) der Pseudoranges σ_p^2 und σ_q^2 sowie der Unsicherheit der Ephemeridendaten σ_{Eph}^2 ergibt sich für die Standardabweichung $\sigma_{\Delta l}$ von Δl :

$$\sigma_{\Delta l} = \sqrt{\left(\frac{z_p - z_q \cdot (\vec{e}_p \cdot \vec{e}_q)}{l_{Mess}}\right)^2 \cdot \sigma_p^2 + \left(\frac{z_q - z_p \cdot (\vec{e}_p \cdot \vec{e}_q)}{l_{Mess}}\right)^2 \cdot \sigma_q^2 + \sigma_{Eph}^2} \quad (4.142)$$

Der Ephemeridenfehler wird hierbei als vernachlässigbar angenommen, so dass sich für l_{Eph} eine Varianz von $\sigma_{Eph}^2 = 0$ ergibt. Der Schwellwert $\xi_{Code,Code}$ berechnet sich als:

$$\xi_{Code,Code} = n \cdot \sigma_{\Delta l} \quad (4.143)$$

Hierbei wird über den Parameter n die Irrtumswahrscheinlichkeit festgelegt. Geometrisch bedingte, unterschiedlich starke Auswirkungen von Pseudorange-Fehlern auf die Bewertungsgröße Δl werden durch die Schwellwertberechnung berücksichtigt und kompensiert, womit eine weitgehend konstellationsunabhängige Fehlersensitivität der Überprüfung gegeben ist.

Mathematisch kritische Konstellationen in Bezug auf Fehlersensitivität und Singularitäten sind:

- Eine niedrige, zur Erkennung kleiner Fehler nicht mehr ausreichende Sensitivität für eine Pseudorange-Messung eines Satelliten wäre gegeben, falls vom Satelliten aus gesehen der Winkel zwischen den Ortsvektoren zur Empfängerantenne und zum anderen Satelliten 90° betrüge und gleichzeitig der Abstand zum anderen Satelliten sehr viel größer als der Messfehler wäre. Diese Konstellation ist aufgrund der annähernd kreisförmigen Orbits der Satelliten geometrisch nicht möglich.
- Eine Singularität wäre gegeben, falls $z_p = z_q$ und $\alpha = 0$. Dies bedeutet, dass sich zwei Satelliten am exakt gleichen Ort befinden würden, was wiederum auch nicht möglich ist.

Daraus folgt, dass das Verfahren trotz theoretisch vorhandener kritischer Stellen allgemein einsetzbar ist, da diese Stellen in der Realität nicht erreicht werden. Vor einer Verwendung in sicherheitskritischen Systemen ist dennoch eine Überprüfung der Stabilität des Prüfverfahrens im praktischen Einsatz zu empfehlen.

Auf einen Fehler in der Messung wird geschlossen, falls die Bedingung

$$\Delta l > \xi_{Code, Code} \quad (4.144)$$

erfüllt wird. Bei r beobachtbaren Satelliten berechnet sich die Anzahl s an Paarvergleichen unter der für die Prüfung notwendigen Bedingung $r \geq 2$ durch die Gaußsche Summenformel:

$$s = \frac{(r - 1) \cdot r}{2} \quad (4.145)$$

Die Prüfung wird für alle s Paarungen von Satelliten durchgeführt. Hierbei wird satellitenindividuell ein Fehlerzähler F_r für jede Paarung mit detektiertem Widerspruch inkrementiert. Dabei wird der Zähler bei einer Fehlerdetektion für jeweils beide an der Paarung beteiligten Satelliten erhöht.

Ein Schwellwert F_{Max} zum Verwerfen einer Messung ist hierbei gemäß Anforderung (3) aus Abschnitt 4.9 so zu wählen, dass nur bei einer eindeutigen Erkennung eines Fehlers die Daten verworfen werden. Insbesondere gilt für die Fälle:

- $r = 1$: Eine Fehlererkennung ist nicht möglich, da keine redundante Messung für den geometrischen Vergleich verfügbar ist. Damit erfolgt kein Verwerfen der Messung durch diese Prüfung.

- $r = 2$: Wird im Paarvergleich ein Fehler detektiert, so ist dieser nicht eindeutig auf eine der beiden Messungen zuzuordnen. Damit erfolgt zur sicheren Vermeidung eines Fehlers das Verwerfen beider Messungen durch den geometrischen Vergleich.
- $r \geq 3$: Unter der Annahme, dass Störungen zufällig oder geometrisch bedingt unterschiedlich in allen Messungen auftreten, sind Messungen zu verwerfen, die in einer Mindestanzahl an durchgeführten Paarvergleichen eine Fehlerdetektion zeigen.

Diese Bedingungen werden durch die Wahl der Mindestanzahl an Prüfungen mit Fehlerdetektion gleich der Anzahl der verfügbaren Paarungen, jedoch mindestens gleich 1 erreicht.

$$F_{Max} = s \mid F_{Max} \geq 1 \quad (4.146)$$

Ist die Summe der detektierten Fehler einer Messung größer oder gleich F_{Max} , so wird diese Messung verworfen.

4.9.4 Differenzierte GPS-Trägerphasenmessungen (Deltaranges)¹⁴²

Da für die Überprüfung der Deltaranges die gleichen geometrischen Zusammenhänge gelten wie für Pseudoranges, ergeben sich zur Überprüfung die gleichen Methoden, jedoch mit dem Unterschied, dass eine Überprüfung von Geschwindigkeiten statt Strecken stattfindet. Die für die Deltarange-Messungen verwendete Beobachtungsgröße $\dot{\delta}_{DPH}$ (Gekürzte Beobachtung, siehe Gleichung (4.70)) ergibt sich aus der rechnerischen, geometrischen Differenzgeschwindigkeit zwischen Satellit und Fahrzeug und der Messung.

Die Standardabweichung der Messung $\sigma_{DR,Mess}$ ergibt sich in diesem Fall aus der geometrischen Summe der Standardabweichungen des Zustandes „Drift des Empfängeruhrfehlers in der Einheit m/s“ (σ_{Clkdr}) sowie des Messrauschen σ_{DR} der Deltarange-Messung:

$$\sigma_{DR,Mess}^2 = \sigma_{Clkdr}^2 + \sigma_{DR}^2 \quad (4.147)$$

Eine dreidimensionale Projektion der Standardabweichung des Zustands „Geschwindigkeitsfehler“ σ_{Vel} auf die Sichtlinie zum Satelliten wird wie auch bei der in Abschnitt 4.9.3 beschriebenen Verarbeitung von Codemessungen nicht durchgeführt und die Varianz der Geschwindigkeit σ_{Vel}^2 als Worst-Case-Abweichung

¹⁴² vgl. Dziubek, N.: Verfahren zum Auswählen eines Satelliten, 2013

als Quadratsumme der Geschwindigkeitsunsicherheiten in den drei Raumrichtungen (East-North-Up) gebildet:

$$\sigma_{Vel}^2 = \sigma_{v_e}^2 + \sigma_{v_n}^2 + \sigma_{v_u}^2 \quad (4.148)$$

Die Kriterien zur Auswahl des Parameters n für die Deltarange-Plausibilisierung sind analog zu der in Abschnitt 4.9.3 beschriebenen Pseudorange-Plausibilisierung.

Die $n \cdot \sigma$ -Umgebung, und damit der Schwellwert $\xi_{IMU,Phase}$, ergibt sich daher aus Mess- und Schätzunsicherheit als:

$$\xi_{IMU,Phase} = n \cdot \sqrt{\sigma_{DR,Mess}^2 + \sigma_{Vel}^2} \quad (4.149)$$

Die darauf aufbauende Überprüfung bewertet eine Messung als ungültig, falls

$$|\dot{\delta}| > \xi_{IMU,Phase} \quad (4.150)$$

Der Vergleich der Deltaranges einer Messepoche untereinander ist ebenso realisierbar wie bei den Codemessungen, dies erwies sich bei dem verwendeten GPS-Empfänger jedoch als überflüssig, da die empfängerinterne Bewertung der Deltaranges eine ausreichend hohe Empfindlichkeit aufweist, um gestörte Deltaranges bereits im Vorfeld als ungültig zu klassifizieren. Da selbst bei einem Test unter schwierigen Empfangsbedingungen wie Tunnelein- und -ausfahrten oder Häuserschluchten keine Fehlerdetektionen beobachtet wurden, wird auf die Überprüfung der Deltaranges untereinander zugunsten einer Senkung des Rechenaufwands und der Echtzeitfähigkeit verzichtet.

4.9.5 Odometrie-Messungen

Die Beobachtungsgröße des Fusionsfilters für die Odometrie-Messung ist die ebene Geschwindigkeitsdifferenz $\vec{\delta}_{odo,xy}$ (Gekürzte Beobachtung, siehe Gleichung (4.90)). Diese ergibt sich als Differenz zwischen der durch das Basissystem und der durch die Odometrie-Messung ermittelten ebenen Geschwindigkeit in der fahrzeugfesten x - y -Ebene an der Position eines Rades. Eine Überprüfung der Geschwindigkeit in z -Richtung ist durch deren reine Modellierung als Null mit entsprechend hoher Schätzunsicherheit nicht sinnvoll. Die maximale für den Vergleich des Basissystems mit einer Korrekturmessung zu erwartende Standardabweichung σ_{odo} dieser Größe berechnet sich aus den Filterzuständen „Geschwindigkeitsfehler“ mit Standardabweichung $\sigma_{Vel,xy}$ und „Gierratenfehler“ mit der über den bekannten Hebelarm \vec{S}_b^{Whl} zwischen Rad und IMU auf die Geschwindigkeit an der Position des Rades transformierten Standardabweichung $\sigma_{v_{\omega,z}}$, sowie aus dem Messrauschen σ_{odo} der Odometrie-Messung. Anders als beim Fusionsfilter, in dem die Unabhängigkeit von Reifenhalbmesser- und Geschwindigkeitsschätzung der Odometrie angenommen wird, ist zur Grenzwertbildung auch die Unsicherheit $\sigma_{r_{dyn}}$ des zugehörigen Zustandes „Reifenhalbmesser“ relevant.

Da $\sigma_{r_{dyn}}$ in Radkoordinaten, Index w , bekannt und nur in radfester x -Richtung ungleich Null ist, wird diese Unsicherheit als quadratische Form über die gemäß Gleichung (4.87) berechnete Lenkwinkel-Drehmatrix \mathbf{C}_b^w in fahrzeugfeste Koordinaten gedreht:

$$\sigma_{r_{dyn},b}^2 = \mathbf{C}_b^{wT} \cdot \sigma_{r_{dyn},w}^2 \cdot \mathbf{C}_b^w \quad (4.151)$$

Die gesamte Messunsicherheit in der x - y -Ebene ergibt sich daraus als:

$$\sigma_{odo} = \sqrt{\sigma_{vel,xy}^2 + \sigma_{v_{\omega,z}}^2 + \sigma_{odo}^2 + \sigma_{r_{dyn},b,xy}^2} \quad (4.152)$$

Die Kriterien zur Auswahl des Parameters n für die Deltarange-Plausibilisierung sind analog zu der in 4.9.3 beschriebenen Pseudorange-Plausibilisierung.

Die $n \cdot \sigma$ -Umgebung, und damit der Schwellwert $\xi_{IMU,odo}$, ergibt sich daraus als:

$$\xi_{IMU,odo} = n \cdot \sigma_{odo} \quad (4.153)$$

Eine Messung wird als ungültig bewertet, falls

$$\|\vec{\delta}_{odo,xy}\| > \xi_{IMU,odo} \quad (4.154)$$

Weiterhin wird die Überprüfung einer Odometrie-Messung gegen die Odometrie-Messungen der anderen Räder in der gleichen Messepoche durchgeführt. Die ungekürzten, in fahrzeugfeste Koordinaten transformierten Radgeschwindigkeiten $\vec{v}_{b,odo}^{whl}$ aus Gleichung (4.87) werden als Grundlage genutzt. Dem Prüfmodell liegt dabei die Annahme zugrunde, dass die Räder eines Fahrzeugs starr miteinander verbunden sind und die Differenzgeschwindigkeit $v_{p,q}$ zwischen einem Rad p in Richtung des Ortsvektors $\vec{e}_{p,q}$ zu einem weiteren Rad q

$$v_{p,q} = (\vec{v}_{b,odo,p}^{whl} - \vec{v}_{b,odo,q}^{whl}) \cdot \vec{e}_{p,q} \quad (4.155)$$

im Rahmen der Messunsicherheit $\sigma_{v_{pq}}$ gleich Null ist. Diese Messunsicherheit berechnet sich aus:

$$\sigma_{v_{pq}} = \sqrt{\sigma_{odo,p}^2 + \sigma_{odo,q}^2} \quad (4.156)$$

Vergleichbar mit der Prüfung der GPS-Codemessungen untereinander wird jedes Rad mit allen anderen Rädern paarweise verglichen und radindividuell bei Detektion eines Widerspruchs ein Fehlerzähler inkrementiert. Beim Überschreiten eines Grenzwertes wird die entsprechende Messung als ungültig verworfen. Zu beachten ist hierbei der Fall eines orthogonal zur Messrichtung eines Rades stehenden Ortsvektors zu einem anderen Rad, bei dem eine gegenseitige Beobachtbarkeit von Widersprüchen der Messungen nicht gegeben ist. Dieser tritt beispielsweise an einer ungelenkten Hinterachse eines Zweispurfahrzeuges statisch auf, jedoch auch dynamisch bei Geradeausfahrt an der Vorderachse. Um eine allgemeingültige Überprüfung zu realisieren, wird der Grenzwert

zur Fehlerdetektion in Abhängigkeit der Messrichtung angepasst. Die gemeinsam beobachtbaren, und damit zur Fehlerdetektion nutzbaren Anteile ξ_{Nutz} zweier Raddrehzahlsensoren entsprechen dem Betrag der Projektion ihrer Messrichtungen $\vec{e}_{Mess,Rad,p}$ und $\vec{e}_{Mess,Rad,q}$ auf den Ortsvektor $\vec{e}_{p,q}$:

$$\xi_{Nutz} = |(\vec{e}_{Mess,Rad,p} \cdot \vec{e}_{p,q}) \cdot (\vec{e}_{Mess,Rad,q} \cdot \vec{e}_{p,q})| \quad (4.157)$$

Der Einheitsvektor der Messrichtung eines Sensors verläuft in Radkoordinaten in Richtung der x -Achse, die Transformation in die Messrichtung in Fahrzeugkoordinaten $\vec{e}_{Mess,Rad}$ erfolgt über den Lenkwinkel δ_L , der als reine Drehung um die z -Achse des Rades angenommen wird:

$$\vec{e}_{Mess,Rad} = \begin{bmatrix} \cos(\delta_L) \\ \sin(\delta_L) \\ 0 \end{bmatrix} \quad (4.158)$$

Der Schwellwert $\xi_{odo,odo}$ zur Überprüfung wird mit dem Nutzanteil ξ_{Nutz} gewichtet, die $n \cdot \sigma$ -Umgebung ergibt sich daraus als:

$$\xi_{odo,odo} = \xi_{Nutz} \cdot n \cdot \sigma_{v_{pq}} \quad (4.159)$$

Die daraus resultierende Überprüfung bewertet eine Messung als ungültig, falls

$$|v_{p,q}| > \xi_{odo,odo} \quad (4.160)$$

Somit ist eine Berücksichtigung der Fehleranteile in die jeweilige Koordinaten- und Beobachtungsrichtung und eine situationsabhängige, um die Radlenkwinkel korrigierte Berechnung des Schwellwertes erreicht. Im Falle einer Orthogonalität eines Beobachtungsvektors $\vec{e}_{Mess,Rad}$ und dem Ortsvektor $\vec{e}_{p,q}$ ergibt sich ein Fehlergrenzwert von Null, was effektiv zu einer Reduktion der zum Verwerfen einer Messung notwendigen Fehlerdetektionen um einen Paarvergleich führt, und damit den Umstand der Nichtbeobachtbarkeit korrekt berücksichtigt. Wie auch in Abschnitt 4.9.3 und Gleichung (4.146) erwähnt, ist die Auswahl einer Mindestanzahl an Fehlerdetektionen pro Messung so anzupassen, dass Anforderung (3) aus Abschnitt 4.9 an die Verfügbarkeit von Messwerten erfüllt ist.

4.10 Integriertes Fusionsfilter

Das sich aus den beschriebenen Blöcken ergebende Fusionsfilter¹⁴³ ist in Abbildung 4-4 als Strukturbild gezeigt. Das Basissystem enthält als zentrales Element des Filters die in den Gleichungen (4.25) und (4.26) gezeigte Korrektur der IMU-Sensorfehler, den in Abschnitt 2.2 erwähnten Strapdown-Algorithmus, und das in den Abschnitten 4.3 und 4.4 hergeleitete und nach den in Abschnitt 4.7 gezeigten Methoden optimierte Fusionsfilter.

Die Tightly-Coupling-Schleife setzt sich aus den für GPS-Pseudorange- und Deltarange-Messungen in den Abschnitten 4.5.1 und 4.5.2 und für Odometrie in Abschnitt 4.5.3 gezeigten Vorverarbeitungs- und Messmodellen für die Rohmessdaten zusammen. Die vorverarbeiteten und korrigierten Daten aus diesen Blöcken sind Eingänge für das Error-State-Space-Kalman-Filter, die Korrekturen für den GPS-Empfängeruhrfehler, dessen Drift, und für die effektiven Radrollradien werden als Ausgabegrößen des Filters in einer geschlossenen Regelschleife zurückgeführt. Der relative Zeitverzug der GPS- und Odometrie-Messungen wird gemessen und mit der in Abschnitt 4.8 beschriebenen Korrektur für verzögerte Verfügbarkeit kompensiert. Die in den Abschnitten 4.9.3, 4.9.4 und 4.9.5 gezeigte Plausibilisierung detektiert und entfernt durch äußere Störungen nicht mehr ihrem Fehlermodell entsprechende Messwerte der Korrekturmessungen. Dies erfolgt sowohl als integrierte, Messungen und Unsicherheiten des Fusionsfilters und der Korrekturmessungen verwendende Überprüfung als auch durch den modellbasierten, vom Filter unabhängigen Vergleich überbestimmter Korrekturmessdaten untereinander.

¹⁴³ vgl. Dziubek, N., Martin, J.: Sensorsystem umfassend ein Fusionsfilter zur gemeinsamen Signalverarbeitung, 2013

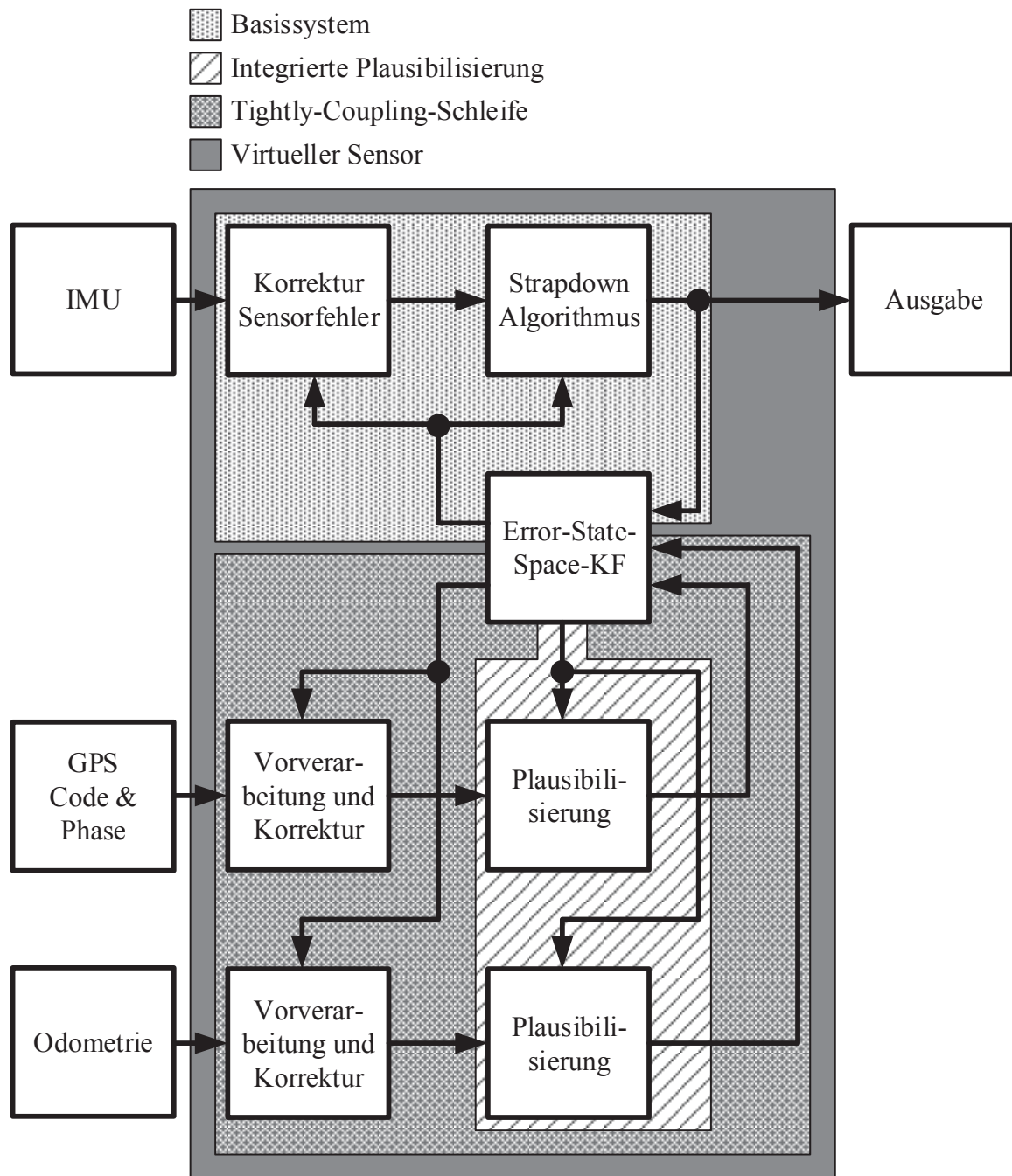


Abbildung 4-4: Blockstruktur Fusionsfilter

Diese modulare Filterstruktur ermöglicht die Erweiterbarkeit um weitere Korrekturmessungen ohne Änderungen an den bestehenden Messmodellen. Mindestvoraussetzung zur Integration einer weiteren Korrekturmessung ist parallele oder analytische Redundanz zu mindestens einem der in Tabelle 4-2 und Gleichung (4.7) gezeigten Filterzustände, womit auch eine Plausibilisierung mit Messdaten aus dem Basissystem realisierbar ist. Beinhaltet ein Korrekturdatensatz mehrere Messungen mit paralleler Redundanz untereinander, lässt sich über eine Modellbeschreibung von bekannten Zusammenhängen auch die erwähnte, vom Fusionsfilter unabhängige Überprüfung durchführen.

Weiterhin ist für die Korrektur eines Zeitverzugs der Messung erforderlich, dass dieser Verzug messbar oder bekannt ist. Ist die Korrekturmessung von systematischen Fehlern betroffen, die durch die Messung selbst oder durch andere Messungen beobachtbar sind, ist die Einbindung in eine Regelschleife mit enger Kopplung realisierbar.

Der Aufbau des Fusionsfilters erfüllt hierbei die in Abschnitt 3.3 genannten Anforderungen an die Systemarchitektur. IMU und Korrekturmessungen sind als Sensoren von den ausgegebenen Daten entkoppelt, das Filter wirkt als virtueller Sensor und berechnet unabhängig von der Anzahl der verfügbaren Korrekturmessungen einen konsistenten Satz an Ausgabedaten. Da der Strapdown-Algorithmus zeitinvariant mit deterministischen Prozessschritten ist, wird eine konstante Gruppenlaufzeit der Signale erzielt. Die Ausgaberate ist durch die taktgleiche Berechnung des Basissystems identisch mit der IMU-Messrate, diese ist die höchste aller verwendeten Sensoren, weiterhin ist die IMU annähernd uneingeschränkt verfügbar. Bei allen weiteren, für Korrekturmessungen eingesetzten Sensoren werden dynamische Änderungen der Verfügbarkeit, unterschiedliche und nicht konstante Abtastraten kompensiert.

Die Anforderungen für den spezifischen Einsatzzweck im Automobilbereich werden durch das beschriebene Fusionsfilter und dessen Erweiterungen grundsätzlich erfüllt. Die Systemarchitektur des Fusionsfilters ermöglicht eine auf die Eigenschaften heterogener Sensoren angepasste Signalverarbeitung in Echtzeit. Damit ist das Fusionsfilter als zentraler virtueller Sensor in der Lage, einen konsistenten Datensatz mit im Vergleich zu den einzelnen Sensoren verbesserter Genauigkeit zu erzeugen. Für die über den bisherigen Stand der Technik hinausgehenden Entwicklungen werden zur Verifikation der Funktion des Fusionsalgorithmus folgende **Hypothesen** aufgestellt:

- **H_{VV}** : Die in Abschnitt 4.8 hergeleitete multisensortaugliche Kompensation von verzögerter Verfügbarkeit von Messwerten führt zu einer Verbesserung der Genauigkeit des Fusionsfilters im Vergleich zum Filter ohne diese Kompensation.
- **H_{Plaus}^1** : Die in Abschnitt 4.9 gezeigte Signalplausibilisierung verbessert die Genauigkeit des Fusionsfilters durch die redundanzbasierte Erkennung und Vermeidung von störungsbedingten Fehlern, führt bei ungestörten Bedingungen jedoch keine Eingriffe durch.
- **H_{Plaus}^2** : Sind zur Signalplausibilisierung nicht ausreichend viele redundante Messungen verfügbar, oder führen zufällige, für die Fehlermodelle konsistent wirkende Störungen zur Akzeptanz von gestörten Messungen, bleibt das Fusionsfilter dennoch stabil und korrigiert den Fehler durch nachfolgende, ungestörte Messungen.

Die Überprüfung der Hypothesen durch Tests wird in Abschnitt 6.2 gezeigt.

4.11 Ausblick Fusionsfilter

Im Folgenden werden weitere optionale, das Filter für spezielle Einsatzfälle ergänzende Erweiterungen aufgezeigt. Diese beinhalten insbesondere die Behandlung von Sonderfällen wie ein sich auf einer bewegten Plattform bewegtes Fahrzeug, außergewöhnlich lange Ausfälle oder nicht gegebene Verfügbarkeit von Sensoren, die temporäre Abschaltung des Fusionsfilters und die Schätzung weiterer Parameter. Diese Ergänzungen basieren auf theoretischen Untersuchungen, wurden aber im Rahmen dieser Arbeit nicht implementiert, so dass dementsprechend auch in Abschnitt 6 keine experimentelle Überprüfung vorliegt.

4.11.1 Bewegte Referenzsysteme

Ein praxisrelevanter Sonderfall eines bewegten Fahrzeuges ist dessen in Abbildung 4-5 gezeigter Transport auf einer Trägerplattform, beispielsweise durch eine Autofähre, einen Drehteller im Parkhaus oder durch eine Fahrt auf einem Anhänger bzw. Autozug. Hierbei führt die Trägerplattform im Allgemeinen Bewegungen in sechs Freiheitsgraden aus. Bedingt durch heterogene Messprinzipien der fusionierten Sensoren führt dies zu im Folgenden erklärten Inkonsistenzen der Messungen untereinander, und damit zu fehlerhaften Zustandsschätzungen des Fusionsfilters.

Bisherige Systeme¹⁴⁴ zur Korrektur oder Kompensation von Sensorfehlern, beispielsweise einem Nullpunktfehler des Gierratensensors, nutzen Modellannahmen für den Stillstand oder eine Geradeausfahrt eines Fahrzeuges und beinhalten Methoden, diese Fahrzustände zu detektieren. Findet ein solcher Abgleich auf einem bewegten Träger statt, wird durch die überlagerte Bewegung ein falscher Fehlerwert ermittelt. Weitere Randbedingungen werden daher definiert, um einen solchen Falschabgleich zu verhindern.

Ein Ansatz¹⁴⁵ zur Erkennung des Fahrzustandes, der u.a. zur Steuerung von Kurvenlicht verwendet wird, nutzt die Modellannahme, dass die Offset-Drift des Gierratensensors ein niederfrequenter, quasistationärer Effekt ist. Ist für die nachfolgende Verwendung der Daten nur deren zeitlicher Verlauf, jedoch nicht der Absolutwert relevant, so sind der Offset und dessen Drift durch Hochpassfilterung zu entfernen. Eine weitere Annahme dieses Ansatzes, die zur Bestimmung des Offsetwerts verwendet wird, besagt:

¹⁴⁴ Absatz zum Stand der Technik orientiert an Steier, J.: Grundlagenrecherche zu Fahrzeugsensor-Stillstandsabgleich auf bewegtem Untergrund sowie Umsetzung eines Abgleichmodells für Echtzeitanwendung in Simulink, 2013

¹⁴⁵ Gross-Bölting, M., Kolkmann, D.: Verfahren zum Abgleich eines Systems zum Messen der Gierrate eines Kraftfahrzeuges sowie ein solches System, 2002

„[...] dass eine Geradeausfahrt mit hoher Wahrscheinlichkeit immer dann vorliegt, wenn sich das Gierratensignal über einen vorbestimmten Zeitpunkt nicht oder nur in einem gewissen Toleranzbereich ändert.“¹⁴⁶

Trifft diese Annahme zu, wird davon ausgegangen, dass das Fahrzeug zu diesem Zeitpunkt keine oder nur eine vernachlässigbare Gierbewegung ausführt, und die Messabweichung des Gierratensensors von Null in diesem Falle gleich dem Offset ist.

Ein anderer Ansatz mit der Bezeichnung „Stillstandsabgleichverfahren¹⁴⁷“ nutzt die Messdaten mehrerer Sensoren zur Erkennung eines Fahrzeugstillstands. Hierbei werden die Daten aus dem Gierratensensor, der Odometriedaten und der Lenkradwinkelmessung verwendet und ein Stillstand des Fahrzeugs über die folgenden Bedingungen festgestellt:

„- Die Längsgeschwindigkeit des Fahrzeugs ist kleiner als ein erster vorgegebener Maximalwert, welcher als Grenzggeschwindigkeit [...] bezeichnet wird.

- Die Gierrate [...] ist kleiner als ein zweiter vorgegebener Maximalwert.

- Die Gierbeschleunigung, das ist die zeitliche Ableitung der Gierrate, ist kleiner als ein dritter vorgegebener Maximalwert.“¹⁴⁸

„[...] Durch die Punkte b) und c) wird sichergestellt, dass ein Fahrzeug, welches mit verschwindender Längsgeschwindigkeit auf einer drehenden Platte steht, nicht als stillstehend erfasst wird.“¹⁴⁹

Sind alle drei Kriterien erfüllt, wird von einem Stillstand ausgegangen, und entsprechende Abgleiche werden durchgeführt.

Ein weiterer Ansatz¹⁵⁰ ermittelt den Offset des Gierratensensors durch die Bildung einer Regressionsgeraden unter Zuhilfenahme von Raddrehzahl-Messungen: *„Vorteilhafterweise wird unabhängig von dem Ausgangssignal des Fahrzeugsensors ein weiteres Signal ermittelt, das die Bewegung des Fahrzeugs ebenfalls repräsentiert. Dabei kann insbesondere vorgesehen sein, dass Drehzahlgrößen erfasst werden, die die*

¹⁴⁶ Gross-Bölting, M., Kolkman, D.: Verfahren zum Abgleich eines Systems zum Messen der Gierrate eines Kraftfahrzeuges sowie ein solches System, 2002, S. 3, Spalte 3, Zeile 9ff

¹⁴⁷ Keller, F. et al.: Verfahren und Vorrichtung für die Bestimmung von Offsetwerten durch ein Histogrammverfahren, 2002

¹⁴⁸ Keller, F. et al.: Verfahren und Vorrichtung für die Bestimmung von Offsetwerten durch ein Histogrammverfahren, 2002, Abschnitt [0062]

¹⁴⁹ Keller, F. et al.: Verfahren und Vorrichtung für die Bestimmung von Offsetwerten durch ein Histogrammverfahren, 2002, Abschnitt [0065]

¹⁵⁰ Keller, F. et al.: Verfahren und Vorrichtung für die Bestimmung von Offsetwerten durch ein Regressionsverfahren, 2002

Raddrehbewegungen wenigstens zweier Fahrzeugräder repräsentieren, und dass das weitere Signal abhängig von diesen Drehzahlgrößen ermittelt wird.“¹⁵¹

Der Sensor-Offset wird anhand des Achsenabschnittes der Regressionsgeraden ermittelt: „Unter der zumindest einen ausgewerteten Eigenschaft der Regressionsgeraden befindet sich vorteilhafter der Achsenabschnitt an derjenigen Achse, entlang derer die aus den Auswertungen des Ausgangssignals erhaltene Größe aufgetragen ist. Der Achsenabschnitt einer Geraden ist numerisch auf einfache Art und Weise ermittelbar, dadurch wird das Verfahren unkompliziert und robust.“¹⁵²

Die vorgestellten bestehenden Systeme sind hierbei Lösungen für spezifische, im praktischen Anwendungsfall aufgetretene technische Probleme. Ihnen ist gemeinsam, dass sie einen Abgleich nur in eindeutigen, durch logische Verknüpfungen erkannte Sonder-situationen ermöglichen, und dass sie, wenn überhaupt, eine Abhilfe an den durch eine Trägerbewegung entstehenden Symptomen darstellen. Der im Folgenden vorgestellte Ansatz hat dagegen zum Ziel, durch eine Modellierung bekannter physikalischer Zusammenhänge und Messprinzipien von Sensoren die Ursache der Störung, d.h. die Trägerbewegung, als konsistenten Teil des gesamten Fusionsfilters mit seinen Sensoren abzubilden.

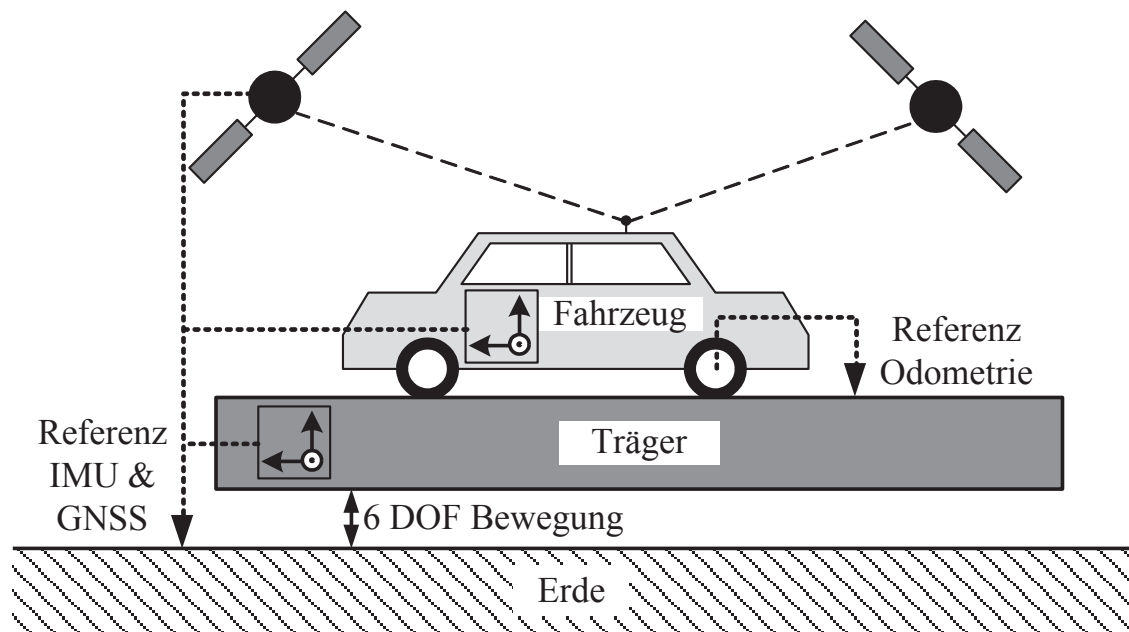


Abbildung 4-5: Fahrzeug auf Trägerplattform

¹⁵¹ Keller, F. et al.: Verfahren und Vorrichtung für die Bestimmung von Offsetwerten durch ein Regressionsverfahren, 2002, Abschnitt [0012]

¹⁵² Keller, F. et al.: Verfahren und Vorrichtung für die Bestimmung von Offsetwerten durch ein Regressionsverfahren, 2002, Abschnitt [0015]

Die bei der Bewegung des Trägers entstehenden Inkonsistenzen der Messungen resultieren aus sich in unterschiedlichen Koordinatensystemen¹⁵³ befindlichen Referenzpunkten der Sensoren. Die im Fusionsfilter eingesetzten Sensoren sind, wie in Abbildung 4-5 veranschaulicht, von heterogenen Referenzpunkten in folgender Weise betroffen:

- IMU: Absolutmessung der Dynamikgrößen Beschleunigung und Drehrate. Das Zielkoordinatensystem WGS84 ist erdfest. Da die IMU im Inertialkoordinatensystem misst, ergeben sich daher als Störgrößen die Erdbeschleunigung \vec{g}_n^e (Abschnitt A.6) und -drehrate $\vec{\omega}_n^e$ (Abschnitt A.3), sowie die geschwindigkeits- und positionsabhängigen Größen Coriolisbeschleunigung \vec{a}_n^{cor} (Abschnitt A.5) und Transportrate $\vec{\omega}_n^{tr}$ (Abschnitt A.4). Die zur Berechnung dieser Störgrößen notwendigen Parameter sind im Falle der vollständigen Beobachtbarkeit des Zustandsvektors (Abschnitt 4.6) bekannt, daher wird deren modellbasierte Kompensation im in Abschnitt 2.2 erwähnten Strapdown-Algorithmus durchgeführt. Daraus resultiert für das gesamte in Abschnitt 4.3.2 gezeigte Basissystem aus IMU und Strapdown-Algorithmus die Referenzierung auf das erdfeste Koordinatensystem. Eine Bewegung des Fahrzeugs durch Trägerbewegung ist durch die IMU messbar und wird durch die erdfeste Referenzierung korrekt verarbeitet.
- GNSS: Absolutmessung der Position und Geschwindigkeit der Empfängerantenne. Wie auch bei der IMU ist das Zielkoordinatensystem das erdfeste WGS84-System. Die Berechnung der Satellitenpositionen aus den Ephemeridendaten erfolgt in erdfesten kartesischen Koordinaten, eine eindeutige Umrechnung¹⁵⁴ zwischen beiden Koordinatensystemen ist uneingeschränkt durchführbar. Als Störgröße wirkt die Erddrehung während der Laufzeit des Signals von der Satelliten- zur Empfängerantenne, diese verursacht eine Verschiebung der Positionen zueinander. Sie ist wie bei der IMU bei vollständiger Beobachtbarkeit des Zustandsvektors modellbasiert kompensierbar.¹⁵⁵ Damit resultiert für GNSS eine Referenzierung auf das erdfeste Koordinatensystem. Eine Bewegung des Fahrzeugs durch Trägerbewegung ist durch GPS messbar und wird durch die erdfeste Referenzierung korrekt verarbeitet.
- Odometrie: Absolutmessung der Fahrzeuggeschwindigkeit. Das Zielkoordinatensystem ist hierbei das fahrzeugfeste kartesische Koordinatensystem nach DIN70000¹⁵⁶, und die Referenz der Raddrehzahlmessung bezieht sich über die

¹⁵³ vgl. Abschnitt 2.1

¹⁵⁴ vgl. Abschnitt 2.1

¹⁵⁵ vgl. Bauer, M.: Vermessung und Ortung mit Satelliten, 2011, Abschnitt 3.4.1

¹⁵⁶ Deutsches Institut für Normung: DIN70000 - Straßenfahrzeuge; Fahrzeugdynamik und Fahrverhalten, 1994, Abschnitt 1.2

Radaufstandspunkte auf den Untergrund unter dem Fahrzeug. Eine Bewegung des Fahrzeugs durch Trägerbewegung ist von der Odometriesensorik wegen des mitbewegten Untergrundes nicht messbar und führt zu Inkonsistenzen mit erdfest referenzierten Messungen. Die Trägerbewegung ist im Allgemeinen nicht konstant, und bei unbekannter Bewegung des Trägers sind die hierdurch verursachten Störungen nicht in der Weise modellierbar, dass eine Kompensation erreichbar ist.

Bei der Behandlung von Inkonsistenzen der Messdaten durch die Trägerbewegung ist zu beachten, dass eine Berücksichtigung der Trägerdynamik durch das alleinige Erhöhen des Odometrie-Messrauschens nicht zielführend ist, da die Trägerdynamik nicht zufällig in den Messdaten auftritt und somit deren Mittelwertfreiheit nicht gegeben ist. Die Erhöhung des Messrauschens¹⁵⁷ führt daher lediglich zur Verlangsamung, aber nicht zu einer Vermeidung der Akkumulation von Fehlern im Fusionsfilter.

Falls vom Fusionsfilter unabhängige Messdaten der Trägerbewegung verfügbar sind, ist die Korrektur der Inkonsistenzen beispielsweise dadurch möglich, dass eine Autofähre die Dynamikdaten ihres eigenen Navigationssystems und die zugehörigen Messunsicherheiten an das Fahrzeug übermittelt. Sind zudem Position und Ausrichtung des Fahrzeugs auf der Fähre bekannt, ist damit eine deterministische Korrektur realisierbar, die durch Superposition der Trägerbewegungsdaten und der Odometrie-Messdaten die Inkonsistenz der Messdaten beseitigt und das zugehörige überlagerte Messrauschen beider Messgrößen durch Fehlerfortpflanzung berechnet.

Sind keine Daten zur Trägerdynamik verfügbar, wird der Trägerstatus des Fahrzeuges durch die beiden Hypothesen:

- a. „Fahrzeug befindet sich sicher nicht auf einem Träger“
- b. „Es ist nicht bekannt, ob sich das Fahrzeug auf einem Träger befindet“

beschrieben. Dabei werden folgende Modellannahmen getroffen:

1. Das Fahrzeug und der Träger bewegen sich nicht gleichzeitig. Am Beispiel einer Fähre bedeutet dies, dass die Fähre erst ablegt wenn alle Fahrzeuge geparkt und gesichert sind, und dass diese auch erst nach dem Anlegen wieder bewegt werden.
2. Zwischen Abstellen des Fahrzeugs und Beginn der Trägerbewegung vergeht stets eine Mindestzeit.
3. Die Dynamik des Trägers bleibt stets begrenzt, die maximale Dynamik ist modellierbar.

¹⁵⁷ vgl. „Constant-White-Noise-Acceleration-Model“, Bar-Shalom, Y. et al.: Estimation with Applications to Tracking and Navigation, 2001, Abschnitt 6.2.2

Aus Annahme 1 ergibt sich, dass die Bewegung eines fahrenden Fahrzeugs nicht von Trägerdynamik überlagert ist. Damit stellt die Messung von Raddrehzahlen größer Null durch die Odometrie ein Ausschlusskriterium einer Trägerbewegung dar. Annahme 2 liefert als weiteres Ausschlusskriterium eine Stillstandszeit unterhalb eines typischen Grenzwertes. Der Grenzwert ist größer als typische Stillstandszeiten wie zum Beispiel an Verkehrssignalanlagen zu wählen, jedoch auch hinreichend klein, um Hypothese „a“ rechtzeitig zu verwerfen, falls sich das Fahrzeug tatsächlich auf einem Träger befindet. Wird Hypothese „b“ als gültig angenommen, werden die Odometrie-Messungen als potentiell fehlerbehaftet modelliert.

Ziele dieser Unsicherheitsmodellierung sind die Berücksichtigung der nicht mittelwertfreien Messwerte und die Beeinflussung des stochastischen Modells des Fusionsfilters, um die entstehenden Fehler dennoch plausibel zu beschreiben. Dafür wird die überlagerte Trägerbewegung weiterhin zu Null angenommen und eine variabel angepasste Unsicherheit über das stochastische Modell eingebracht. Damit wird nicht verhindert, dass die inkonsistenten Messungen zu Fehlern im Fusionsfilter führen. Ein nicht dem Fehler entsprechendes Absinken der Varianzen durch das Anbringen nicht mittelwertfrei fehlerbehafteter Messungen wird aber vermieden. Ebenso wird auch ein unplausibles kontinuierliches Ansteigen der Unsicherheiten über der Zeit, wie beim vollständigen Verwerfen der Odometrie-Messung der Fall, verhindert. Diese dadurch im Systemmodell korrekt modellierten Fehler werden beim Beginn einer Fahrt, und damit dem Übergang zu Hypothese „a“, im Sinne des Kalman-Filters optimal korrigiert. Dies wird beispielsweise durch eine Regelung der Varianzen der **P**-Matrix der von den Odometrie-Messungen korrigierten, in Gleichung (4.101) gezeigten Zustände erreicht. Die Sollwerte für die Unsicherheiten ergeben sich aus Annahme 3 durch die Abschätzung des Maximalfehlers der Zustände durch die Trägerdynamik.

Es ist insbesondere zu beachten, dass die zugehörigen Kovarianzen ebenfalls konsistent beeinflusst und die geregelten Varianzen korrekt durch das Systemmodell **A** fortgepflanzt werden. Dies wird erreicht, indem eine virtuelle Odometrie-Messung angebracht wird, deren Messrauschen vor dem Anbringen so berechnet wird, dass die zu beeinflussenden Varianzen abschließend ihrem Sollwert entsprechen.

Die Verfahren zur Superposition von bekannten Trägerdynamikdaten und zur Modellierung unbekannter Trägerdynamik sind abhängig von der Verfügbarkeit von Trägermessdaten alternativ anwendbar, ohne dass hierfür am Fusionsfilter selbst Veränderungen notwendig sind. Die Modellierung wird ausschließlich in der Vorverarbeitung der Odometriesensorik für die Messdaten und deren Rauschmodell durchgeführt. Diese Werte werden als Beobachtung im Filter angebracht, wodurch die bisher übliche Behandlung von Trägerdynamik als Sonderfall mit Umschaltung der Betriebsart des Filters entfällt.

4.11.2 Begrenzung der Varianz-Kovarianz-Matrix

Die Unsicherheit der Zustände in der Varianz-Kovarianz-Matrix \mathbf{P} beeinflusst über den in Gleichung (4.3) beschriebenen Kalman-Gain die Gewichtung und Verteilung der angebrachten Korrekturen auf die einzelnen Zustände. Eine höhere Unsicherheit eines Zustandes führt zu einer stärkeren Korrektur. Findet keine Korrektur von Zuständen statt, so steigen die Varianzen über die in Gleichung (4.2) durchgeführte Varianzfortpflanzung und die Addition des Systemrauschens \mathbf{Q} über der Zeit an. Dieser Anstieg wird vom Kalman-Filter selbst nicht begrenzt, durch physikalische Zusammenhänge gegebene Maximalwerte der Unsicherheit werden hierbei nicht berücksichtigt.

Dies führt dazu, dass die Unsicherheitsbeschreibung unrealistisch hoch für bekanntermaßen begrenzte Zustände wird. Dadurch wird eine nichtoptimale Korrektur der Zustände verursacht. Über die Kopplung durch Kovarianzen und durch das Systemmodell \mathbf{A} führt dies unter Umständen auch zur nichtoptimalen Korrektur anderer Zustände.

Aus Tabelle 4-4 sind die bekannten maximalen Fehler der Zustandsgrößen ersichtlich. Daher ist empfehlenswert, diese Maximalfehler auf Maximalvarianzen umzurechnen und das Fusionsfilter dahingehend zu erweitern, dass kein über diese Grenze hinausgehender Anstieg stattfindet. Hierbei ist insbesondere zu beachten, dass eine konsistente Anpassung der Kovarianzen durchgeführt wird, um \mathbf{P} symmetrisch und positiv definit zu halten.

4.11.3 Fehlerdetektion durch Vergleich mit spezifizierten Grenzwerten

Die in Tabelle 4-4 gezeigten Zustandsgrößen, für die eine Grenze bekannt ist, lassen sich zur Detektion von Fehlern oder Sondersituationen verwenden. Hierfür ist die absolute Größe, in der die vom Fusionsfilter ausgegebenen Korrekturen aufsummiert werden, gegen eine Fehlerschranke zu überprüfen. Insbesondere schleichende Fehler, deren Dynamik unterhalb der Dynamik des Fusionsfilters liegt und die somit ergebnisseitig vom Filter ausgeglichen werden, sind hiermit detektierbar.

Fehler der IMU sind durch einen Vergleich der in Abschnitt A.2 gezeigten Absolutfehler mit den maximalen, laut Spezifikation der Sensoren zulässigen Werten für Nullpunkt- und Skalenfaktorfehler detektierbar.

Fehler des GPS-Empfängers sind durch die Überprüfung des Empfängeruhrfehlers, berechnet nach Gleichung (4.68), detektierbar. Die Drift des Empfängeruhrfehlers, berechnet nach Gleichung (4.83), ermöglicht insbesondere die Überprüfung des Frequenzfehlers des Empfängeruhr-Oszillators auf Einhaltung der Spezifikation.

Über die Radrollradien nach Gleichung (4.102) sind durch einen Vergleich mit den Sollwerten sowohl Fehler und Defekte der Reifen und Sensoren als auch Sondersituationen wie beispielsweise die Montage eines Notrades detektierbar.

4.11.4 Speicherung von Fehlergrößen

Im praktischen Einsatz des Fusionsfilters im Fahrzeug ist der Fall des Abschaltens im geparkten Zustand häufig zu erwarten. Hierbei ist die Speicherung der geschätzten, absoluten Zustandswerte vor dem Abschalten des Filters sinnvoll, um die Einschwingphase beim Wiedereinschalten zu verkürzen. Hierfür ist Voraussetzung, dass eine Veränderung dieser Werte während der Abschaltung wenig wahrscheinlich ist. Mit der Speicherung und Wiederherstellung der Zustände ist das Verfahren auch für die zugehörigen Varianzen durchzuführen.

Hierbei ist für die entsprechend Abschnitt A.2 summierten Fehler der IMU (Zustandsgruppen $d - g$), die Drift des GPS-Empfängeruhrfehlers (Zustandsgruppe i) entsprechend Gleichung (4.83) und für die Radrollradien (Zustandsgruppe j) entsprechend Gleichung (4.102) zu überprüfen, in wieweit diese im Falle eines Wiedereinschaltens noch den vorher geschätzten Werten entsprechen, und die gespeicherten Varianzen vor der Wiederherstellung entsprechend den erwarteten Abweichungen zu erhöhen. Da beim Neustart des GPS-Empfängers dessen interne Uhr neu initialisiert wird, ist der in Gleichung (4.68) berechnete Empfängeruhrfehler ungültig, womit eine Speicherung und Wiederherstellung an dieser Stelle keinen Vorteil ergibt.

Die Speicherung und Wiederherstellung von Ausrichtung und Position, berechnet in den Gleichungen (7.10) und (7.12), ist ebenso vorteilhaft. Insbesondere in Situationen ohne verfügbares GPS beim Neustart, beispielsweise in einem unterirdischen Parkhaus, ist hierdurch eine Fortsetzung der Positionsbestimmung realisierbar. Allerdings besteht an dieser Stelle die Möglichkeit der Änderung während der Zeit im abgeschalteten Zustand, beispielsweise bei dem Transport des Fahrzeugs auf einem Zug oder einer Fähre. Somit ist eine Fortsetzung der Navigationsrechnung basierend auf IMU- und Odometrie-Messungen in Hinsicht auf die Stabilität des Fusionsfilters zwar prinzipiell zulässig, vor der Anbringung von GPS-Messungen ist jedoch in jedem Fall die Notwendigkeit einer Initialisierung entsprechend Abschnitt 4.7.1 zu überprüfen und diese gegebenenfalls durchzuführen. Bezüglich Speicherung und Wiederherstellung der Fahrzeuggeschwindigkeit, berechnet in Gleichung (7.6), ist für übliche Anwendungsfälle keine Notwendigkeit gegeben, da das Abschalten und Einschalten des Fusionsfilters hier im Stillstand stattfindet, und außerdem durch die hohe Verfügbarkeit von Odometrie-Messungen eine Initialisierung in der Regel direkt nach dem Einschalten durchführbar ist.

4.11.5 Re-Initialisierung im Betrieb

Erfolgen im laufenden Betrieb des Filters über längere Zeit keine Korrekturmessungen für einzelne Zustandsgrößen, so steigen die Varianzen der nicht mehr beobachtbaren Zustände über der Zeit an. Hierbei werden insbesondere von Zuständen ohne eine bekannte, wie in Abschnitt 4.11.2 beschriebene Begrenzung des Maximalfehlers, Unsicherheiten und auch mögliche Fehler erreicht, die über die gültigen Linearitätsannahmen des Fusionsfilters hinausgehen. Es ist daher empfehlenswert, die Unsicherheiten der von der Notwendigkeit einer Initialisierung betroffenen Zustände zu überwachen, um bei einer Überschreitung eines Grenzwertes auch im laufenden Betrieb des Filters einzelne Zustände als nicht initialisiert zu betrachten und bei Verfügbarkeit entsprechender Messungen eine Initialisierung wie in Abschnitt 4.7.1 beschrieben erneut durchzuführen.

4.11.6 Strategien bei Ausfall der IMU

In Abschnitt 4.3.1 wird die IMU als ständig verfügbar und nicht von äußeren Störungen betroffen angenommen. Auch wenn diese Annahmen in der Regel gerechtfertigt sind, ist insbesondere beim Einsatz des Fusionsfilters im Kontext sicherheitskritischer Anwendungen auch dieser Fall zu beachten. Folgende Punkte sind bei der Behandlung solcher Szenarien zu beachten und erscheinen als Grundlagen für Lösungsansätze geeignet:

- Die Taktung des Basissystems ist bei schwankender Taktrate oder Ausfall der IMU unabhängig von dieser aufrecht zu erhalten.
- Eine Anpassung des Systemrauschens \mathbf{Q} ist für von Fehlern betroffene Freiheitsgrade der IMU erforderlich. Eine an das Constant-White-Noise-Acceleration-Model¹⁵⁸ angelehnte Fehlerbehandlung durch Nullsetzen gestörter Messungen und Erhöhung aller betroffenen Unsicherheiten ist eine hierfür mögliche Fehlerbehandlung. Die Navigationsrechnung erfolgt in diesem Fall ausschließlich durch im Strapdown-Algorithmus angebrachte Korrekturen.
- Insbesondere bei teilweisem Ausfall von Sensoren einzelner Freiheitsgrade ist auch eine auf bekannten physikalischen Zusammenhängen basierende Modellierung dieser Freiheitsgrade und deren Unsicherheiten ein Lösungsansatz.
- Ein weiterer Ansatz besteht in der vom Strapdown-Algorithmus unabhängigen Berechnung der ausgefallenen IMU-Messwerte auf Basis anderer Messungen, womit das Basissystem unverändert in Funktion bleibt, lediglich die Anpassung der Unsicherheiten ist notwendig.

¹⁵⁸ Bar-Shalom, Y. et al.: Estimation with Applications to Tracking and Navigation, 2001, Abschnitt 6.2.2

Die hierbei genannten Methoden stellen wegen der eingeschränkten Verfügbarkeit der verwendeten Korrekturmessungen lediglich eine Lösung zum Erreichen eines Fail-Safe-Zustandes dar, sind jedoch nicht in der Lage, eine ausgefallene IMU zu ersetzen. Da die IMU einen für den Betrieb des Filters unverzichtbaren Teil des Basissystems darstellt, ist ein vollwertiger Ersatz einer ausgefallenen IMU nur durch Hardware-Parallelredundanz, d.h. den Einbau einer zweiten IMU, und die Implementierung einer Entscheidungslogik zur Abschaltung der fehlerhaften IMU erreichbar.

4.11.7 Reifenmodell und Parameterschätzung

Das in Abschnitt 4.5.3 beschriebene Odometriemodell verwendet konstante, als linear von der Fahrzeugbeschleunigung abhängig modellierte Schlupf- und Schräglaufsteifigkeiten. Damit ist der Gültigkeitsbereich wie erwähnt auf ca. 5 m/s^2 Gesamtbeschleunigung in der Ebene beschränkt, außerdem werden Radlastschwankungen und unterschiedliche Haftreibungskoeffizienten zwischen Reifen und Fahrbahn vernachlässigt. Mit dieser vereinfachten, aber rechenzeiteffizienten Methode lässt sich insbesondere für kurzzeitige Ausfälle von GPS, beispielsweise bei einer Tunnelfahrt, eine signifikante Verbesserung der Genauigkeit erreichen. Schätzfehler durch Nichtlinearitäten der Reifenkennlinie werden vermieden, indem die Odometrie-Messungen bei Beschleunigungen oberhalb des Gültigkeitsbereichs verworfen werden. Fehler durch erhöhten Schlupf oder Schräglauf bei niedrigeren Haftreibungskoeffizienten als modelliert führen zu Inkonsistenzen der Daten und werden durch die in Abschnitt 4.9.5 gezeigte Plausibilisierung im Rahmen der Detektionswahrscheinlichkeit vermieden. Für einen Einsatz im öffentlichen Straßenverkehr ist daher von der Verwendbarkeit dieses vereinfachten Modells auszugehen.

Für einen Einsatz der Odometrie-Messungen im hochdynamischen Bereich, beispielsweise im Rennsport, und auch zur weiteren Verbesserung der Messgenauigkeit, lassen sich folgende, bereits in Abschnitt 4.2 beschriebene Verbesserungen im entsprechenden Vorverarbeitungsblock umsetzen:

- Schätzung und Korrektur von weiteren Parametern des Reifen- oder Fahrzeugmodells, wie beispielsweise Schlupf- und Schräglaufsteifigkeit bzw. Lage des Schwerpunkts, durch das Fusionsfilter innerhalb einer Tightly-Coupling-Regelschleife.
- Schätzung der Radlasten über ein Zweispur-Fahrzeugmodell.
- Verwendung von Messgrößen anderer fahrwerksbezogener Systeme, wie beispielsweise aktiver Dämpferregelung.

- Implementierung eines anderen, erweiterten Reifenmodells, das den geforderten Dynamikbereich abdeckt, die Nichtlinearitäten der Reifenkennlinien abbildet und eine Fahrbahnreibwertschätzung durchführt. Insbesondere ist hierbei im Einzelfall zu überprüfen, wie weit die entsprechenden Parameter mit den verwendeten Sensoren beobachtbar sind.

Eine Erweiterung des Gültigkeitsbereichs und eine Verbesserung der Genauigkeit von Odometrie-Messungen lassen sich mit diesen Methoden erzielen, jedoch sind diese mit einer Erhöhung des Rechenaufwands verbunden. Eine Abschätzung der erzielten Verbesserung der fusionierten Daten gegenüber dem erhöhten Aufwand ist daher für den jeweiligen Einsatzzweck und dessen Anforderungen empfehlenswert.

4.11.8 Realisierung der Ausrichtungsberechnung mit Quaternionen

Die Berechnung der Ausrichtungswinkel im Strapdown-Algorithmus und im Fusionsfilter erfolgt durch trigonometrische Operationen (Eulerwinkel), siehe dazu Abschnitt A.8. Diese Realisierung ist leicht verständlich und anschaulich, besitzt jedoch folgende Nachteile:

- Trigonometrische Operationen sind in wertediskreten Systemen nur mit hohem Rechenaufwand durchzuführen bzw. sind durch Linearisierung fehlerbehaftet.
- Bei einem Nickwinkel von $\pm 90^\circ$ tritt eine Singularität auf, diese wird als *gimbal-lock* bezeichnet, auch mechanische Plattform-Systemen sind von diesem Effekt betroffen.¹⁵⁹

Beide Nachteile werden durch eine Umstellung der Ausrichtungswinkel auf Quaternionen¹⁶⁰ behoben. Die Berechnung reduziert sich auf ausschließlich lineare, wenig rechenaufwendige Vektoroperationen, und die Singularität wird durch die Erweiterung der Lagewinkel-Beschreibung von drei auf vier Variablen umgangen.

Eine Umstellung des Fusionsfilters auf Quaternionen bietet sich daher zur Einsparung von Rechenzeit an, falls die Ausrichtungswinkel *yaw*, *pitch* und *roll* nicht explizit im Algorithmus selbst bzw. als Ausgabegrößen des Fusionsfilters verwendet werden. Andernfalls geht der erreichte Zeitvorteil bei der Konvertierung von Quaternionen zu Lagewinkeln wieder verloren. Werden die Lagewinkel mit einer im Vergleich zum Basissystem niedrigeren Abtastrate benötigt, ist es ausreichend, die Konvertierung auch nur mit der niedrigen Abtastrate durchzuführen.

¹⁵⁹ Wendel, J.: Integrierte Navigationssysteme, 2007, Abschnitt 3.2.1

¹⁶⁰ Wendel, J.: Integrierte Navigationssysteme, 2007, Abschnitt 3.2.2

In einem solchen Fall ist daher zu überprüfen, ab welchem Verhältnis der Abtastraten eine Einsparung durch die Formulierung in Quaternionen erreicht wird.

Weiterhin ist die Umstellung auf Quaternionen durchzuführen, falls das Fusionsfilter in einer Anwendung eingesetzt wird, in der Nickwinkel von $\pm 90^\circ$ zu erwarten und die beschriebene Singularität daher nicht auszuschließen ist. Für automobiler Einsatzzwecke ist hiervon jedoch nicht auszugehen.

5 Datenqualitätsbeschreibung

Das in Abschnitt 4 beschriebene Fusionsfilter adressiert die in Abschnitt 3.1 genannten Anforderungen an die Verarbeitung und Fusion von Messdaten als virtueller Sensor. Die ebenfalls in Abschnitt 3.1 erwähnten Anforderungen an den virtuellen Sensor, eine Qualitätsbeschreibung für die ausgegebenen Daten zu generieren und damit Nutzerfunktionen grundlegende, zeitaktuelle Informationen über die Eigenschaften des Datensatzes zu liefern, werden im Folgenden konkretisiert und zu einer Lösung geführt.

5.1 Motivation

Die in Abschnitt 3.3 beschriebene Fusionsfilterung bewirkt eine Trennung der bisher direkten Verbindung zwischen Sensoren und Nutzerfunktionen und stellt eine neue Zwischenebene in der Systemarchitektur als virtueller Sensor dar. Insbesondere sicherheitskritische Funktionen sind auf die schnellstmögliche und zuverlässige Erkennung von Fehlern und Widersprüchen der Messdaten angewiesen, um ihre Funktion und ihr spezifiziertes Sicherheitsniveau, z.B. entsprechend dem Automotive Safety Integrity Level (ASIL)¹⁶¹, zu gewährleisten. Die erwähnte Trennung der Funktionen von den ihnen zugeordneten Sensoren lässt eine solche bisher übliche Prüfung durch die Funktion selbst nicht mehr zu, bietet jedoch durch den Zugriff auf mehrere redundante Sensoren das Potential einer schnelleren, qualitativ besseren Erkennung von Fehlern. Es ist dabei zu beachten, dass die Qualität sowohl der fusionierten Daten als auch der Fehlererkennung abhängig von der aktuellen Verfügbarkeit und der Messqualität der in die Fusion eingebundenen Sensoren ist.

Daraus ergibt sich die Motivation, die Qualitätsbewertung in die Teile „Integrität“ und „Genauigkeit“ zu gliedern. Dabei bedeutet Integrität¹⁶² das Maß an Vertrauen in die Korrektheit von Messdaten, Filterzuständen und Ausgabedaten im Rahmen ihres Fehlermodells. Der Begriff der Genauigkeit ist in diesem Kontext definiert als die Beschreibung spezifischer, für die weitere Verarbeitung der Ausgabedaten benötigter, Kennwerte für Signaleigenschaften über die gesamte Signalverarbeitungskette.

Eine übergeordnete Anforderung an beide Teile ist hierbei, dass die Algorithmen zur Integritäts- und Genauigkeitsbewertung konsistent und echtzeitfähig in das bestehende

¹⁶¹ vgl. ISO26262: Road Vehicles – Functional Safety, 2009

¹⁶² vgl. Feng, S., Ochieng, W.: Integrity of Navigation System for Road Transport, 2007

Fusionsfilter integrierbar sind, und damit auch die in den Abschnitten 3.1 und 4.1 formulierten allgemeinen Anforderungen an die Systemarchitektur und das Filter erfüllen. Im Folgenden werden diese beiden Maße definiert und beispielhaft implementiert.

5.2 Integritätsmaß

5.2.1 Anforderungen an Integrität

Die Bewertung der Integrität von Daten setzt voraus, dass mindestens zwei redundante Datensätze verfügbar sind, um diese gegeneinander auf Konsistenz, d.h. auf die Widerspruchsfreiheit im Sinne des angenommenen stochastischen Modells, zu überprüfen. Daten und Messwerte besitzen, wie in Abbildung 5-1 gezeigt, auch im ungestörten Fall eine definierte Streuung und einen Erwartungswert, wodurch Abweichungen redundanter Messungen voneinander entstehen.

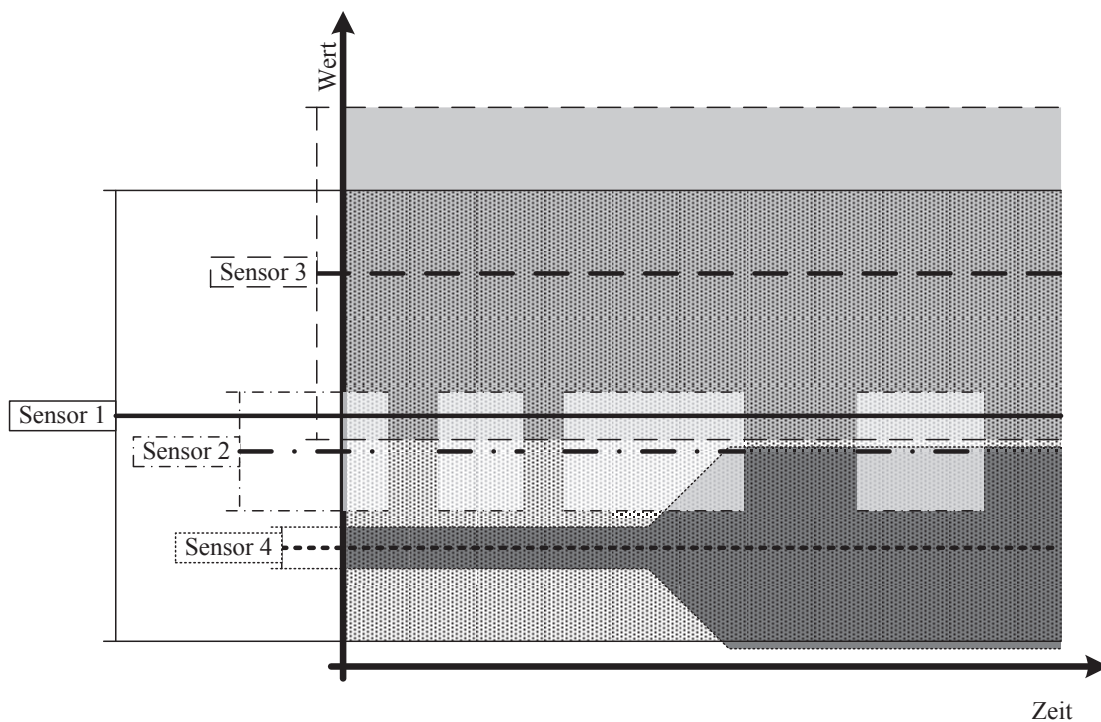


Abbildung 5-1: Messwerte und Streuungen

In Abbildung 5-1 sind entsprechend beschriftete Messdaten von vier verschiedenen Sensoren mit konstanten Werten (dick gezeichnete Linien) mit ihren zugehörigen Streubereichen um die Messwerte (dünn gezeichnete, symmetrisch zu den Messwerten angeordnete Linien) skizziert. Sensor 1 und Sensor 3 sind hierbei kontinuierlich verfügbar und weisen eine konstante Streuung auf, wobei die Streuung von Sensor 1 größer ist als

die von Sensor 3. Solche Eigenschaften sind beispielsweise für Inertialsensoren typisch. Sensor 2 besitzt ebenfalls eine konstante Streuung, ist jedoch nur abschnittsweise verfügbar, wohingegen Sensor 4 kontinuierlich verfügbar ist und eine zeitlich veränderliche Streuung besitzt. Effekte wie bei Sensor 2 und 4 sind beispielsweise für GNSS-Messungen typisch, wobei diese auch gleichzeitig auftreten können.

Streuungen von Messwerten und Abweichungen untereinander sind unvermeidbar und innerhalb der spezifizierten Messgenauigkeiten zulässig, ohne dass dies ein Hinweis auf einen Fehler ist. Solange die gegeneinander überprüften Messwerte innerhalb ihrer spezifizierten Streubreiten liegen, wird daher von gegebener Konsistenz ausgegangen. In diesem Beispiel führt die Überprüfung anderer Messdaten ausgehend von Sensor 1 zu keinen Fehlerdetektionen, da alle weiteren Messwerte innerhalb der Streuung von Sensor 1 liegen und somit konsistent mit diesen Werten sind. Dagegen führt die gleiche Prüfung ausgehend von Sensor 4 zu einer Fehlerdetektion, da Sensor 1 außerhalb der Streubreite von Sensor 4 liegt. Die Überprüfung von Sensor 3 mit Sensor 2 und 4 führt ebenso zu einer Fehlerdetektion, da Messwerte außerhalb der Streubreiten liegen und damit inkonsistent sind.

Wie der Vergleich der Sensoren 2 und 4 in Abbildung 5-1 zeigt, führt eine höhere Messunsicherheit zu einer niedrigeren Prüfschärfe. Hier ist bei gleicher Differenz der Messwerte im Bereich niedriger Unsicherheit von Sensor 4 ein beidseitiger Widerspruch detektierbar, nach dem Anstieg der Unsicherheit nur noch einseitig, da zumindest Sensor 2 innerhalb der Streuung von Sensor 4 liegt. Daher sind, wie anhand von Sensor 2 und 4 veranschaulicht, Überprüfbarkeit und Prüfschärfe abhängig von der Verfügbarkeit und der Genauigkeit redundanter Messungen, wobei diese Parameter im Allgemeinen zeitlich variabel sind.

Nutzerfunktionen der fusionierten Daten benötigen daher als Integritätsinformation zur Bewertung der Daten sowohl das Ergebnis der Konsistenzprüfung als auch Kennwerte über die Schärfe und Verfügbarkeit dieser Überprüfung.

Daraus ergeben sich folgende allgemeine Anforderungen an ein Integritätsmaß:

- Überprüfung aller verfügbaren redundanten Messungen gegeneinander auf Konsistenz.
- Detektion von Störungen und Inkonsistenzen mit möglichst kleiner Detektions- bzw. Alarmzeit und definiertem Signifikanzniveau.
- Ausgabe des Ergebnisses der Überprüfung als eindeutige Aussage über die Verwendbarkeit der Daten.
- Ausgabe eines Konfidenzmaßes zur Beschreibung der Prüfschärfe und zur Berücksichtigung der Unsicherheiten und der Verfügbarkeiten.

Somit ergibt sich ein Integritätsmaß als Kombination aus der Überprüfung der verfügbaren Daten auf Konsistenz, der Bewertung der Prüfschärfe aus der Unsicherheit der Daten und der Überdeckung der Vertrauensintervalle.

5.2.2 Stand der Technik¹⁶³

Der Begriff der **Integrität** in der Navigation und Ortung wird von Strang et al.¹⁶⁴ definiert als:

„[...] die Korrektheit der durch die Ortungskomponente bereitgestellten Positionsinformation [...]. Diese wird durch zwei Größen beschreiben: Fehlergrenzwert und Alarmzeit.

Der Fehlergrenzwert (Threshold Value) spezifiziert den noch tolerierbaren Positionsfehler für eine bestimmte Anwendung. Er heißt auch Protection Level und wird üblicherweise in der horizontalen Ebene (Horizontal Protection Level, HPL) und in der vertikalen Achse (Vertical Protection Level, VPL) getrennt angegeben.

Die Alarmzeit (Time-to-alarm, ToA¹⁶⁵) beschreibt die erlaubte Zeitspanne zwischen Auftreten des den Alarm auslösenden Ereignisses und seiner Erfassung am Ausgang der Ortungskomponente. [...]“¹⁶⁶

Die Konkretisierung des Begriffs der Integrität wird von Pullen¹⁶⁷ beschrieben, indem die Sub-Parameter *Integritätsrisiko*, *Alarmschwelle* und *Alarmzeit* definiert werden. Hierbei bedeutet Integritätsrisiko die Auftretenswahrscheinlichkeit eines nicht akzeptablen Fehlers des Systems, ohne dass eine rechtzeitige Warnung gegeben wird. Das Alarmlimit definiert den Schwellwert des noch akzeptierten Fehlers, ab dessen Überschreitung Integritätsalarm ausgelöst wird, die Alarmzeit wird als die Zeit zwischen Auftreten eines nicht akzeptablen Fehlers in der Navigationslösung und der Auslösung des Alarms beschrieben.

Die Begriffe „Korrektheit“ und „Genauigkeit“ beschreiben im allgemeinen Sinne die Einhaltung bzw. die Definition eines alle Unsicherheiten der Daten einschließenden Vertrauensintervalls.

¹⁶³ Abschnitt orientiert an Jenewein, C.: Definition eines Genauigkeits- und Integritätsmaßes für eine Sensordatenfusion und dessen Umsetzung in einem Bewertungsalgorithmus, 2012

¹⁶⁴ Strang, T. et al.: Lokalisierungsverfahren, 2008, Abschnitt 1.3

¹⁶⁵ sonst sinnvollerweise als TTA bezeichnet

¹⁶⁶ Strang, T. et al.: Lokalisierungsverfahren, 2008, S. 5, Textbox „Abgrenzung des Begriffs Integrität“

¹⁶⁷ Pullen, S.: Quantifying the Performance of Navigation Systems and Standards for assisted-GNSS, 2008

Der im Folgenden in Abschnitt 5.5 eingeführte Begriff des Genauigkeitsmaßes geht über diese Definition hinaus, da eine Aufteilung des Vertrauensintervalls in mehrere Eigenschaftsklassen erfolgt.

Im Rahmen der Konzeption der Integritätsbewertung wird der Kontext dieser Begriffe von der reinen Betrachtung der Positionsinformationen auch auf andere Bewegungsinformationen wie für Beschleunigung, Drehrate, Geschwindigkeit und Ausrichtung ausgeweitet.

Ein grundlegendes, zur Integritätsbewertung geeignetes statistisches Verfahren zur Qualitätskontrolle von Mess- und Schätzdaten ist der *Globaltest*¹⁶⁸, in dem ein Gauß-Markov-Modell auf Einhaltung einer angenommenen $\chi^2_{n,\lambda}$ -Verteilung innerhalb einer definierten Irrtumswahrscheinlichkeit überprüft wird.

Zur Integritätsbewertung eines Parameterschätzverfahrens, worunter auch ein Kalman-Filter fällt, werden zwei Kriterien zur Bewertung der Konsistenz¹⁶⁹ als Grundlage verwendet. Diese sind ein Erwartungswert der Schätzung, der dem wahren Wert entspricht, sowie minimale Varianz der Schätzung. Die mittlere quadratische Abweichung stellt hierbei ein gemeinsames Maß beider Kriterien dar. Im Kalman-Filter lässt sich die Innovation $\tilde{\mathbf{t}}_k$, siehe Gleichung (4.4), als Testgröße für die mittlere quadratische Abweichung heranziehen. Der auf dieser Testgröße beruhende *Normalized-Innovation-Squared (NIS)*-Test wird im Folgenden in Abschnitt 5.3 detailliert beschrieben.

Als Grundlage zur Sensorvalidierung und zur Detektion von signifikanten Fehlern, wie in Abbildung 5-1 dargestellt, wird die Überprüfbarkeit von Daten verwendet. Hierfür sind folgende Herangehensweisen geeignet:¹⁷⁰

- Hardware-Redundanz: Gegenseitige Überprüfung der Informationen von mehreren gleichen Sensoren
- Analytische Redundanz: Gegenseitige Überprüfung von modellbasiert mit anderen Sensoren verknüpften Informationen
- Temporale Redundanz:
 - Überprüfung mehrerer Durchläufe des gleichen Versuchs, daher nicht echtzeitfähig
 - Im Zusammenhang der hier gezeigten Umsetzung verwendet im Sinne der gegenseitigen Überprüfung von Daten, die unterschiedliche Messzeitpunkte besitzen

¹⁶⁸ Leinen, S.: Parameterschätzung I Vorlesungsskript, 2009, Abschnitt 5.1.2

¹⁶⁹ vgl. Bar-Shalom, Y. et al.: Estimation with Applications to Tracking and Navigation, 2001, Abschnitt 2.7

¹⁷⁰ vgl. Pourret, O. et al.: Bayesian Networks: A Practical Guide to Applications, 2008

- Wissensbasierte Methoden: Modellierung von Prozesswissen / menschlichem Wissen, mit dem Inkonsistenzen in Signalen erkannt werden

Redundanzen werden beispielsweise bei der Sensorvalidierung durch *Bayes'sche Netzwerke* verwendet.¹⁷¹ Hierbei wird jedem Sensor über eine Verknüpfung bedingter Wahrscheinlichkeiten eine Validitätswahrscheinlichkeit zugeordnet. Neben dem bereits erwähnten, auch auf Redundanzen basierenden *NIS-Test*¹⁷² existieren als weitere Verfahren zur Validitätsprüfung die *Parity-Space-Methode*¹⁷³ und die mathematisch ähnliche *Hauptkomponentenanalyse*¹⁷⁴, die beide auf einer Auftrennung von Beobachtungen in statistisch unabhängige Komponenten und deren anschließender Überprüfung basieren.

Eine wissensbasierte Methode ist *Fuzzy Logik*¹⁷⁵, die häufig zur Sensorvalidierung in Kraftwerken eingesetzt wird.

Das *Receiver Autonomous Integrity Monitoring (RAIM)*-Verfahren ist ein Überbegriff für verschiedene Methoden. Diese verwenden insbesondere auf Redundanz basierende Methoden zur Integritätsbewertung in Geodäsie, Navigation und Ortung. Im Folgenden wird ein Überblick über ausgewählte RAIM-Varianten und Erweiterungen gegeben. Hierbei liegt der Schwerpunkt aufgrund der Zielsetzung des Anwendungsfalles auf der Fehlererkennung und der Berechnung eines Integritätsmaßes, die Erkennung und Isolation von Fehlern und Störungen wird hierbei nicht angestrebt, insbesondere da ein solches, auf das Fusionsfilter angepasstes Verfahren bereits in Abschnitt 4.9 beschrieben wird. Weiterhin wird der Fokus auf Verfahren beschränkt, die integrierte Navigationssysteme ohne Zuhilfenahme von Erweiterungssystemen bewerten, anders

¹⁷¹ Kumar, M. et al.: A Generalized Approach for Inconsistency Detection in Data Fusion from Multiple Sensors, 2006

Bickford, R. L. et al.: Real Time Sensor Validation For Autonomous Flight Control, 1997

Soika, M.: A Sensor Failure Detection Framework for Autonomous Mobile Robots, 1997

Ibargüengoytia, P. H. et al.: Real Time Intelligent Sensor Validation, 2001

¹⁷² Agogino, A. et al.: Intelligent Diagnosis Based on Validated and Fused Data for Reliability and Safety Enhancement of Automated Vehicles in an IVHS, 1988

¹⁷³ Abdelghani, M., M.I. Friswell, M.I.: A Parity Space Approach to Sensor Validation, 2001

¹⁷⁴ Ding, J. et al.: Independent Component Analysis for Redundant Sensor Validation, 2004

¹⁷⁵ Goebel, K., Agogino, A.: Fuzzy sensor fusion for gas turbine power plants, 1999

PhaniShankar, C. V. et al.: Fuzzy Rules for Automated Sensor Self-validation and Confidence Measure, 2000

als *GI-RAIM*¹⁷⁶ oder *Carrier-RAIM*¹⁷⁷. Ebenso ausgeschlossen werden Systeme mit Verwendung externer Systeme wie *Satellite Based Augmentation Systems (SBAS)*¹⁷⁸.

Gemeinsames Ziel aller in Frage kommenden RAIM-Algorithmen ist die bordautonome Fehlerdetektion in Messdaten mit möglichst kurzer Alarmzeit und definierter Irrtumswahrscheinlichkeit. Weiterhin wird als Bewertungsgröße des aktuellen Systemzustandes eine Abschätzung des maximalen Störeinflusses durch einen unentdeckten Fehler berechnet.

Übliche in der Geodäsie verwendete RAIM-Algorithmen basieren auf dem *Detection, Identification and Adaption (DIA)*-Verfahren¹⁷⁹, das vom stochastischen Modell grob abweichende Störungen mittels Globaltest detektiert und Ausreißer gegebenenfalls über einen Lokaltest identifiziert. Eine Adaption¹⁸⁰ an den Ausreißer lässt sich durch das Ersetzen der fehlerhaften Messung oder die Anpassung der Nullhypothese an den Ausreißer erzielen. Die Nullhypothese H_0 bei RAIM besagt, dass sich die Abweichungen (Residuen) der Messungen wie normalverteilte Zufallsvariablen entsprechend ihrem stochastischen Modell verhalten. Die Alternativhypothese H_a geht dagegen von einem Fehler aus: Wird diese Hypothese akzeptiert, erfolgt die Auslösung von Integritätsalarm. Beim Überprüfen der Hypothesen mittels Globaltest¹⁸¹ ergeben sich mit den stochastischen Parametern α und β die folgenden, in Tabelle 5-1 gezeigten Szenarien:

Tabelle 5-1: Testszenarien statistischer Hypothesentests

Sachverhalt	H_0 ist akzeptiert	H_a ist akzeptiert
H_0 ist wahr	Korrekte Entscheidung Konfidenzniveau $1 - \alpha$	Falschalarm (Fehler 1. Art) Irrtumswahrscheinlichkeit α
H_a ist wahr	Fehlalarm (Fehler 2. Art) Wahrscheinlichkeit β	Korrekte Entscheidung Güte $1 - \beta$

¹⁷⁶ Brown, A., Mathews, B.: A Robust GPS/INS Kinematic Integrity Algorithm for Aircraft Landing, 2006

¹⁷⁷ Ochieng, W. Y. et al.: User Level Integrity Monitoring and Quality Control for High Accuracy Positioning using GPS/INS Measurements, 2008

¹⁷⁸ Mansfeld, W.: Satellitenortung und Navigation, 3. Auflage, 2010, Abschnitt 8.4

¹⁷⁹ Abschnitt orientiert an Kuusniemi, H.: User-Level Reliability and Quality Monitoring in Satellite-Based Personal Navigation, 2005

¹⁸⁰ Bhatti, U. I.: Improved integrity algorithms for integrated GPS / INS systems in the presence of slowly growing errors, 2007, Abschnitt 5.3.2

¹⁸¹ Kuusniemi, H.: User-Level Reliability and Quality Monitoring in Satellite-Based Personal Navigation, 2005, S.74

Ein erweitertes Verfahren ist *Extended RAIM (eRAIM)*¹⁸², das speziell für die Anwendung in Tightly-Coupled-Systemen zusätzlich zu Messfehlern auch Fehler in der Modellierung detektiert und isoliert.

RAIM-Anwendungen in der Navigation basieren auf den folgenden drei grundlegenden Fehlerdetektionsmethoden:

- Range Domain: Konsistenzprüfungen der Pseudorange-Messungen.
 - Verallgemeinert: Konsistenzprüfung auf (Roh-)Messdatenebene.
- Position Domain: Teststatistik der Positionsbestimmung wird aus Subsystemen hergeleitet.
 - Verallgemeinert: Konsistenzprüfung auf Ebene der Fusionsergebnisse.
- Time Domain: Konsistenzprüfung auf Basis der Plausibilität des zeitlichen Verlaufs von Messdaten.

Weiterhin wird der betrachtete Zeitbereich zur Bildung der Teststatistik unterschieden in *Snapshot-Methoden*, die nur die Daten der aktuellen Messepoche verwenden, sowie *sequentielle Methoden*, die auch aus der Vergangenheit gespeicherte Werte zur Berechnung einsetzen.

Für die vier grundlegenden, dem Snapshot-Verfahren in der Range Domain zuzuordnenden RAIM-Methoden *Least Squares Residuals*, *Parity Space*, *Range Comparison*¹⁸³ und *Normalized Solution Separation*¹⁸⁴ ist der Nachweis erbracht, dass diese Verfahren mathematisch äquivalent sind.

Das Snapshot-Verfahren *Multiple Solution Separation*¹⁸⁵ in der Position Domain basiert auf der Annahme, dass pro Messepoche nur eine Messung gestört ist. Bei N Beobachtungen werden zusätzlich zur Gesamtlösung $N - 1$ Positionslösungen unter Ausschluss jeweils einer Beobachtung gebildet, so dass mindestens eine fehlerfreie Lösung existiert. Die Teststatistik wird durch Auswertung der Abweichungen zur Gesamtlösung gebildet. Dieses Verfahren ist durch die Berechnung mehrerer Lösungen mit einem hohen Rechenaufwand verbunden.

¹⁸² Hewitson, S., Wang, J.: Extended Receiver Autonomous Integrity Monitoring (eRAIM) for GNSS/INS Integration, 2010

¹⁸³ Brown, R. G.: A Baseline RAIM Scheme and a Note on the Equivalence of Three RAIM Methods, 1992

¹⁸⁴ Young, R. S. Y., McGraw, G. A.: Fault Detection and Exclusion Using Normalized Solution Separation and Residual Monitoring Methods, 2003

¹⁸⁵ Bhatti, U. I.: Improved integrity algorithms for integrated GPS / INS systems in the presence of slowly growing errors, 2007, Abschnitt 5.4.2.1

Das sequentielle Range-Domain-Verfahren *Autonomous Integrity Monitoring by Extrapolation (AIME)*¹⁸⁶ ist zum Einsatz in der Airbus-Familie zertifiziert. Es ermittelt die Teststatistik über die Innovationen des Fusionsfilters über die Zeiträume 150s, 10min und 30min, wodurch langsam veränderliche Fehler zwar detektierbar sind, jedoch auch die Alarmzeit entsprechend ansteigt. Dieses Verfahren ist insbesondere geeignet für Tightly-Coupled-Verfahren, da es durch die Einbeziehung des Trägheitsnavigationssystems auch bei weniger als vier beobachtbaren Satelliten in der Lage zur Überprüfung redundanter Daten ist.

Ein Schwachpunkt der gezeigten Verfahren, die auf einem globalen χ^2 -Test aufbauen, ist die fehlende, oder wie bei AIME nur über einen langen Zeitraum gegebene Detektierbarkeit von langsam wachsenden Fehlern, beispielsweise verursacht durch Veränderungen der Ionosphärenlaufzeit von GPS-Signalen oder Offset-Driften der Inertialmess-einheit. Ein hierfür beschriebener Lösungsansatz ist der *Rate-Detector-Algorithmus*¹⁸⁷, der über ein separates Kalman-Filter die Änderungsrate der Teststatistik beobachtet und somit dauerhafte, jedoch zur Auslösung von Integritätsalarm zu kleine Abweichungen vom Erwartungswert detektiert.

Ein Ansatz, der die bekannten Schwächen von RAIM-Algorithmen – Annahme nur eines gleichzeitigen Fehlers und Nichterkennbarkeit von langsam veränderlichen Fehlern – adressiert ist die *Piggypack-Architektur*¹⁸⁸, die eine Umrechnung der Inertialmessungen in virtuelle Pseudorange-Messungen vornimmt und die Teststatistik nach AIME, eine Fehlerdetektion und -isolation nach *Solution-Separation*¹⁸⁹, d.h. der Berechnung mehrerer Navigationslösungen unter Ausschluss einzelner Beobachtungen, und die Berechnung des Protection-Levels nach *NIORAIM*¹⁹⁰ durchführt. Dieses Verfahren ist aufgrund der Berechnung virtueller Pseudoranges und der Verwendung von Solution-Separation mit einem hohen Rechenaufwand verbunden. Es beschränkt sich außerdem ausschließlich auf die Positionsberechnung, eine Erweiterung auf andere Navigationsgrößen oder andere Messdaten als GPS-Messungen erhöht den Rechenaufwand noch weiter.

¹⁸⁶ Bhatti, U. I.: Improved integrity algorithms for integrated GPS / INS systems in the presence of slowly growing errors, 2007, Abschnitt 5.4.2.2

¹⁸⁷ Wu, X., et al.: A Fast Integrity Algorithm for the Ultra-tight Coupled GPS/INS System, 2008

Bhatti, U. I.: An Improved Sensor Level Integrity Algorithm for GPS/INS Integrated System, 2006

¹⁸⁸ Bhatti, U. I., Ochieng, W. Y.: Detecting Multiple failures in GPS/INS integrated system: A Novel architecture for Integrity Monitoring, 2009

¹⁸⁹ Bhatti, U. I.: Improved integrity algorithms for integrated GPS / INS systems in the presence of slowly growing errors, 2007, Abschnitt 5.4.2.1

¹⁹⁰ Hwang, P. Y., Brown, R. G.: NIOAIM Integrity Monitoring Performance In Simultaneous Two-Fault Satellite Scenarios, 2005

Weitere Algorithmen zur verbesserten Fehlererkennung sind das wegen seines hohen Rechenaufwands nicht in aktuellen Echtzeitsystemen zu verwendende Verfahren *Optimal Fault Detection*¹⁹¹, sowie das auf der Verwendung von Vorwissen durch Map-Matching aufbauende *Autonomous Integrity Monitoring and Assurance (AIMA)*¹⁹².

Speziell für die Anwendung im Straßenverkehr wird der Begriff von *Vehicle Autonomous Integrity Monitoring (VAIM)*¹⁹³ eingeführt, weiterhin für die Verwendung seriennaher Sensorik das Verfahren *High Integrity IMU/GPS Navigation Loop*¹⁹⁴, die beide stark vereinfachende Annahmen und Algorithmen verwenden und die bereits genannten Schwächen von RAIM-Algorithmen aufweisen.

Ein Verfahren der Time Domain, das im Gegensatz zu anderen Verfahren nicht die Zustände und Messungen, sondern die durchfahrene Trajektorie beobachtet, ist *Trajectory Monitoring*¹⁹⁵. Dieses Verfahren zeigt jedoch Schwächen bei niedrigen Geschwindigkeiten.

Weiterhin existieren auf der Verwendung mehrerer Modelle basierende Algorithmen, so verwendet *Interactive Multiple Model Filtering*¹⁹⁶ zwei verschiedene Modelle zur Fehlerdetektion, zwischen denen je nach Fahrsituation umgeschaltet wird. *Multiple Model Adaptive Estimation (MMAE)*¹⁹⁷ adressiert die von RAIM-Algorithmen bekannten Schwächen und deren Nachteil, nur bei einem korrekt parametrisierten Fusionsfilter funktionsfähig zu sein, durch eine Bank an mehreren unabhängigen Filtern mit unterschiedlichen Fehlerhypothesen, die einem Fehler eine Zutreffenswahrscheinlichkeit zuordnen. Nachteile dieser Systeme sind der hohe Rechenaufwand und die Unsicherheit, tatsächlich alle Fahr- bzw. Fehlermodi hinreichend genau abzubilden.

¹⁹¹ Bhatti, U. I.: Improved integrity algorithms for integrated GPS / INS systems in the presence of slowly growing errors, 2007, Abschnitt 5.4.2.3

¹⁹² Liu, J. et al.: Integrity assurance of GNSS-based train integrated positioning system, 2011

¹⁹³ Feng, S., Ochieng, W.: Integrity of Navigation System for Road Transport, 2007

¹⁹⁴ Sukkarieh, S. et al.: A High Integrity IMU/GPS Navigation Loop for Autonomous Land Vehicle Applications, 1999

¹⁹⁵ Le Marchand, O. et al.: Vehicle Localization Integrity Based on Trajectory Monitoring, 2009

¹⁹⁶ Toledo-Moreo, R. et al.: High-Integrity IMM-EKF-Based Road Vehicle Navigation With Low-Cost GPS/SBAS/INS, 2007

¹⁹⁷ Abubashim, T. S. et al.: Building a Robust Integrity Monitoring Algorithm for a Low Cost GPS-aided-INS System, 2010

5.2.3 Auswahl eines Integritätsmaßes

Es erfolgt die Auswahl eines die Anforderungen aus Abschnitt 5.2.1 erfüllenden echtzeitfähigen, an das in Abschnitt 4 konzipierte Fusionsfilter angepassten Algorithmus zur Integritätsbewertung. Hierbei ist die Verwendung der ohnehin im Filter berechneten, in Gleichung (4.4) gezeigten Innovation \vec{l}_k als Bewertungsgrundlage naheliegend. Diese beschreibt die Differenzen zwischen Korrekturmessungen und den durch das Messmodell \mathbf{H}_k in die Einheiten der Korrekturmessung transformierten Messungen des Basissystems. Dadurch sind die Konsistenz mit dem Filter und die Verfügbarkeit von redundanten Messungen zur Überprüfung gewährleistet: Die Überprüfbarkeit der Korrekturmessdaten durch die Messungen des Basissystems ist in jeder Messepoche durch die Basissystem-Messungen und das Systemmodell in Form einer analytischen Redundanz sichergestellt. Im Falle von überbestimmten Messungen, wie beispielsweise bei GPS beim Empfang von mehr als vier Satelliten, besteht Parallelredundanz zwischen diesen Messungen. Weiterhin werden die Korrekturinkremente (A-posteriori-Zustände des Filters) \vec{x}_k^+ an die absoluten Zustände \vec{X}_k des Strapdown-Algorithmus angebracht (siehe Gleichung (5.1)), und bleiben damit auch für nachfolgende Messepochen gespeichert. Damit führt eine Abweichung verschiedener Korrekturmessungen auch dann zu einer beobachtbaren Abweichung, wenn diese nicht im gleichen Abtastschritt des Filters verfügbar sind, wodurch temporale Redundanz dieser Messungen gemäß der Definition in Abschnitt 5.2.1 gegeben ist:

$$\vec{X}_k = \vec{X}_{k-1} + \vec{x}_k^+ \quad (5.1)$$

Hierbei steht der Index $^+$ für das gefilterte Ergebnis und der Index $^-$ für die Prädiktion der aktuellen Messepoche. Die Innovation des Kalman-Filters berechnet sich, wie in Gleichung (4.4) gezeigt, mit Hilfe des Messmodells \mathbf{H}_k und dem Error-State-Space-Beobachtungsvektor \vec{z}_k zu:

$$\vec{l}_k = \vec{z}_k - \mathbf{H}_k \cdot \vec{x}_k^- \quad (5.2)$$

Als ein bezüglich der in den Abschnitten 3.1, 4.1 und 5.2.1 genannten Anforderungen geeigneter Algorithmus zur Berechnung des Integritätsmaßes, der wie in Abschnitt 5.2.2 beschrieben insbesondere für Tightly-Coupling optimiert ist, wird „*Autonomous Integrity Monitored Extrapolation*“ (AIME)¹⁹⁸ ausgewählt. Zugunsten von Alarmzeit und Rechenaufwand wird in diesem Kontext jedoch nicht die gemittelte Innovation über definierte Zeiträume verwendet und AIME daher als Snapshot-Verfahren eingesetzt. Dieses überprüft anhand der Innovationen \vec{l}_k der aktuellen Messepoche die Hypothese von normalverteilten Eingangsdaten mittels eines Chi-Quadrat-Tests und liefert damit

¹⁹⁸ Diesel, J., Luu, S.: GPS/IRS AIME: Calculation of thresholds and protection radius using chi-square methods, 1995

innerhalb der zeitlichen Größenordnung einer Abtastperiode des Basissystems die geforderte eindeutige Integritätsaussage. Die Trennschärfe, und damit die Wahrscheinlichkeit von falschen bzw. fehlenden Detektionen, ist hierbei gemäß Tabelle 5-1 nach Bedarf der Nutzerfunktion einstellbar. Im Folgenden erfolgt die Umsetzung dieses ausgewählten Verfahrens für das Fusionsfilter.

5.3 Umsetzung Integritätsmaß¹⁹⁹

Zur Detektion von Messfehlern und Störungen, aufbauend auf den im Kalman-Filter vorhandenen Variablen, wird eine Teststatistik²⁰⁰ TS_k der Messepoche k in Form der quadrierten, normalisierten Innovation (Normalized Innovation Squared, NIS) gebildet, die mathematisch die Quadratsumme von statistisch unabhängigen, standardnormalverteilten Residuen darstellt:

$$TS_k = \vec{r}_k^T \cdot \mathbf{S}_k^{-1} \cdot \vec{r}_k \quad (5.3)$$

Die Normierung findet durch die dem invertierten Teil des in Gleichung (4.3) gezeigten Kalman-Gains entsprechenden Varianz-Kovarianz-Matrix \mathbf{S}_k der Innovation statt:

$$\mathbf{S}_k = \mathbf{H}_k \cdot \mathbf{P}_k^- \cdot \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k \quad (5.4)$$

Unter der Annahme, dass TS_k Chi-Quadrat-verteilt ist, entspricht der Erwartungswert von TS_k der Anzahl der verfügbaren Messungen N_k der aktuellen Messepoche k :

$$TS_k \sim \chi_{N_k}^2 \quad (5.5)$$

$$E\{TS_k\} = N_k \quad (5.6)$$

Die Überprüfung auf Integrität findet alleine durch die Überprüfung der Nullhypothese H_0 , mit dem auf die gewählte Falschalarmrate α angepassten Signifikanzniveau, statt. Eine Alternativhypothese wird hierbei nicht zur Auslösung von Integritätsalarm verwendet. H_0 geht dabei von der Fehlerfreiheit des Systems aus:

$$H_0: TS_k \leq \chi_{N_k, 1-\alpha}^2 \quad (5.7)$$

Ist die Ungleichung erfüllt, so wird H_0 angenommen. Andernfalls wird H_0 verworfen und damit Integritätsalarm ausgelöst.

¹⁹⁹ vgl. Dziubek, N., Winner, H.: Sensorsystem zur eigenständigen Bewertung der Integrität seiner Daten, 2013

²⁰⁰ Bhatti, U. I.: Improved integrity algorithms for integrated GPS / INS systems in the presence of slowly growing errors, 2007, Gl. 5-42

Anders als bei der in Abschnitt 4.9 gezeigten Plausibilisierung, die eine physikalische und weitestgehend vom Fusionsfilter unabhängige Fehlermodellierung zum Ziel hat und daher nur die Varianzen der Zustände berücksichtigt, wird beim NIS-Test gemäß Gleichung (5.4) das gesamte stochastische Modell unter Berücksichtigung aller Kovarianzen auf Plausibilität untersucht.

Zur Erfüllung der in Abschnitt 5.2.1 genannten Anforderung nach einem Konfidenzmaß zur Beschreibung der Prüfstärke des Hypothesentests wird ein an den Fehlergrenzwert gekoppeltes Vertrauensintervall definiert. Dieses wird als Protection-Level²⁰¹ PL_k bezeichnet und setzt sich aus den beiden Anteilen Systemunsicherheit PL_k^S und Messunsicherheit PL_k^M zusammen.

Die Systemunsicherheit PL_k^S ist hierbei gleichbedeutend mit der gewichteten Standardabweichung eines oder mehrerer (m) für das betrachtete Protection-Limit zutreffender Zustände, und wird damit aus der Hauptdiagonalen der A-posteriori-Varianz-Kovarianz-Matrix \mathbf{P}_k^+ des Kalman-Filters errechnet. Die Gewichtung mit der statistischen Unsicherheitsgrenze wird durch den Parameter n entsprechend der Anforderungen der Nutzerfunktionen durchgeführt:

$$PL_k^S = n \cdot \sqrt{\mathbf{P}_k^+(1,1) + \mathbf{P}_k^+(i,i) + \dots + \mathbf{P}_k^+(m,m)} \quad (5.8)$$

Zur Berechnung der Messunsicherheit PL_k^M wird eine Abschätzung der Auswirkung der maximalen, gerade noch nicht detektierbaren Störung auf das Fusionsergebnis durchgeführt, unter der Annahme, dass in einer Messepoche nur ein solcher Fehler gleichzeitig auftritt.

Die linearisierte Berechnung der Sensitivität des Fusionsergebnisses $d\mathbf{R}_k$ auf Störungen $d\mathbf{r}_k$ der Messdaten erfolgt durch die Ermittlung der Steigung (Slope²⁰²) \mathbf{v}_k :

$$\mathbf{v}_k = \frac{d\mathbf{R}_k}{d\mathbf{r}_k} = \mathbf{K}_k \cdot \left(\mathbf{D}_k^{-\frac{1}{2}} \cdot \mathbf{L}_k^T \right)^{-1} \quad (5.9)$$

Hierfür wird eine Eigenwert-Eigenvektor-Zerlegung der Matrix \mathbf{S}_k durchgeführt, womit sich \mathbf{D}_k als Diagonalmatrix der Eigenwerte und \mathbf{L}_k als Modalmatrix der Eigenvektoren ergibt. \mathbf{K}_k ist der gesamte Kalman-Gain der aktuellen Messepoche, für den Einsatz in einer sequentiellen Formulierung des Fusionsfilters wird dieser gemäß Abschnitt 4.7.5 berechnet.

²⁰¹ Diesel, J., Luu, S.: GPS/IRS AIME: Calculation of thresholds and protection radius using chi-square methods, 1995, Gl. A11

²⁰² Diesel, J., Luu, S.: GPS/IRS AIME: Calculation of thresholds and protection radius using chi-square methods, 1995, Gl. A10

Als Randbedingung wird angenommen, dass pro Messepoche nur eine Messung gestört ist.²⁰³ Da die Abschätzung der maximalen Störung berechnet wird, ist die größte gemeinsame Steigung der m jeweiligen Zustandsgrößen in einer Messepoche hierfür ausschlaggebend:

$$v_{Max,k} = \max_m(\mathbf{v}_k) \quad (5.10)$$

Da an dieser Stelle eine statistische Abschätzung einer Fehlerdetektionswahrscheinlichkeit durchgeführt wird, erfolgt die Aufstellung einer Alternativhypothese \mathbf{H}_a gemäß Tabelle 5-1. Aus der Berechnung der Wahrscheinlichkeit β für einen Fehler 2. Art bei der Überprüfung der Teststatistik wird somit der maximale, gerade nicht detektierbare Fehler berechnet:

$$\varrho_k = \sqrt{\lambda_{\beta,k}} \quad (5.11)$$

Dabei ist $\lambda_{\beta,k}$ der Nichtzentralitätsparameter der für die Verteilung der Innovationen angenommenen $\chi^2_{N_k,\lambda}$ -Verteilung zu den gewählten Werten für die Irrtumswahrscheinlichkeit α und Fehler 2. Art β . Für das Protection-Level ergibt sich daraus ein Konfidenzintervall der Wahrscheinlichkeit $1 - \beta$.

Dieses Konfidenzintervall wird über die maximale Steigung $v_{Max,k}$ in die Ergebnisebene projiziert, damit berechnet sich PL_k^M als:

$$PL_k^M = v_{Max,k} \cdot \varrho_k \quad (5.12)$$

Das gesamte Protection-Level PL_k ergibt sich aus den beiden beschriebenen Teilen:

$$PL_k = \sqrt{PL_k^S{}^2 + PL_k^M{}^2} \quad (5.13)$$

Am Beispiel einer ebenen Positionsangabe beschreibt das Protection-Level einen Konfidenzbereich der Positionsschätzung. Dieser ist gültig, falls kein Integritätsalarm gegeben wird.

²⁰³ Bhatti, U. I.: Improved integrity algorithms for integrated GPS / INS systems in the presence of slowly growing errors, 2007, Abschnitt 5.3.1.1

5.4 Integrität: Bewertung und Ausblick

5.4.1 Erfüllte Anforderungen

Das ausgewählte Verfahren zur Integritätsberechnung verwendet das stochastische Modell des Fusionsfilters und ist damit stets mit diesem konsistent. Die Berechnung wird am Ende des sequentiellen Updates des Fusionsfilters mit dem entsprechend Gleichung (4.113) sequentiell berechneten Kalman-Gain rechenzeiteffizient durchgeführt. Als Snapshot-Methode detektiert der Algorithmus Fehler der Messdaten stets innerhalb der aktuellen Messepoche. Das Ergebnis der Überprüfung durch die Teststatistik liefert ein eindeutiges Ergebnis mit definierter Irrtumswahrscheinlichkeit, während das Protection-Level ein Vertrauensintervall für das Fusionsergebnis beschreibt. Beide Maße berücksichtigen hierbei die Unsicherheit und Verfügbarkeit von redundanten Messdaten. Somit werden die in Abschnitt 5.1 gestellten Anforderungen an ein Integritätsmaß erfüllt. Ansätze und Annahmen zur Adressierung bekannter Schwächen des umgesetzten Algorithmus werden im Folgenden beschrieben.

5.4.2 Allgemeingültigkeit

Die Berechnung eines einzelnen, auf feste stochastische Parameter festgelegten Integritätsmaßes ist nicht ausreichend, um die in Abschnitt 3.1 geforderte Allgemeingültigkeit als virtueller Sensor zu erfüllen, da anwendungsspezifische Anforderungen nicht berücksichtigt werden. Eine rechenzeiteffiziente Umsetzung unter Berücksichtigung dieser Anforderungen ist realisierbar, indem die Berechnung des Integritätsmaßes dahingehend erweitert wird, dass eine Nutzerfunktion die für sie gemäß Tabelle 5-1 gültigen stochastischen Parameter α und β , sowie n zur Verwendung in Gleichung (5.8) in Form einer Anfrage an den Integritätsalgorithmus versendet. Dieser antwortet der Funktion mit dem Ergebnis der Integritätsprüfung und dem resultierenden Protection-Level PL .

Die bezüglich des Rechenzeitaufwands kritischsten Schritte der Integritätsprüfung gemäß den Gleichungen (5.3) und (5.4) sind von den funktionsspezifischen Parametern unabhängig und werden einmal pro Messepoche durchgeführt. Zur funktionsspezifischen Integritätsprüfung ist lediglich die Teststatistik gemäß Gleichung (5.7) auf Einhaltung der $\chi^2_{N_k, 1-\alpha}$ -Verteilung zu überprüfen, mit α als von der Nutzerfunktion vorgegebenem Parameter. Zur Berechnung des Protection-Levels ist die rechenzeitaufwendige Berechnung der maximalen Slopes gemäß der Gleichungen (5.9) und (5.10) unabhängig von funktionsspezifischen Parametern und wird einmalig in einer Messepoche ausgeführt.

Damit reduziert sich der funktionsspezifische Anteil auf die Übergabe des Parameters β zur Berechnung des Protection-Levels nach den Gleichungen (5.11) bis (5.13). Ebenso ist die Varianzaddition in Gleichung (5.8) nur einmalig durchzuführen, die Gewichtung mit n erfolgt lediglich als Multiplikation.

Eine Erweiterung des Integritätsalgorithmus um diese Funktionalität ermöglicht eine Berechnung des Integritätsmaßes nach funktionsspezifischen und gegebenenfalls auch zeitlich variablen Parametern. Damit wird die Anforderung an die Allgemeingültigkeit der Systemarchitektur als virtueller Sensor erfüllt, ohne im Widerspruch zur Echtzeitfähigkeit des Systems zu stehen.

5.4.3 Gleichzeitige Störungen

Bei der Berechnung des Protection-Levels wird für Gleichung (5.10) die Annahme von maximal einer signifikant gestörten Messung pro Messepoche getroffen. Während diese Annahme für die Verwendung von GNSS in der Luftfahrt vertretbar ist, sind bei der Anwendung von GNSS und Odometrie im Kraftfahrzeug mehrere gleichzeitige Fehler durch Mehrwegeausbreitung von GNSS-Signalen oder Störungen der Odometrie durch unebenen Untergrund regelmäßig zu erwarten. Die Wahrscheinlichkeit, dass mehrere solche Fehler gleichzeitig auftreten und dass ihre Auswirkungen dabei konsistent zueinander sind, wird als hinreichend gering angenommen, sodass dieser Fall in der realen Nutzung vernachlässigbar ist. Damit ist dieser Fehlertyp durch die Plausibilisierung gemäß Abschnitt 4.9 detektierbar. Da die Plausibilisierung solche fehlerbehafteten Messungen verwirft, werden diese nicht mehr für die Integritätsbewertung verwendet. Lediglich der Fall von ausbleibendem Alarm durch zu wenige überprüfbare redundante Messungen wird durch die Plausibilisierung nicht abgedeckt. Dies steht jedoch nicht grundsätzlich im Widerspruch mit der Annahme eines einzelnen Fehlers pro Messepoche, da in diesem Fall ohnehin nur wenige Messungen zur Verfügung stehen. Dennoch ist die Gültigkeit des Integritätsmaßes insbesondere in diesem Spezialfall zu überprüfen.

Es wird daher die *Hypothese* H_{Int}^1 formuliert, dass die Kombination von Plausibilisierung und Integritätsmaß die Annahme einer einzelnen gestörten Messung pro Messepoche erfüllt und damit für die Anwendung in Automobilanwendungen geeignet ist. Die Überprüfung der Hypothese anhand von realen Messdaten wird in Abschnitt 6.3.4 gezeigt.

5.4.4 Langsam anwachsende Fehler

Eine aus Abschnitt 5.2.2 bekannte Schwäche von RAIM und AIME ist die Nicht-detektierbarkeit von langsam anwachsenden Fehlern (Slowly Growing Errors, SGE). In der gängigen Praxis werden diese Algorithmen daher nur eingeschränkt verwendet,

stattdessen werden bezüglich Rechenzeit und Speicherbedarf aufwendige Verfahren wie der in Abschnitt 5.2.2 erwähnte MMAE-Algorithmus eingesetzt. Ein Nachteil dieser Methoden ist dabei jedoch, dass nur modellierte Fehler zuverlässig erkannt werden.

Ein typischer Fall von SGE ist beispielsweise die durch Änderungen in der Ionosphäre verursachte, zeitlich veränderliche Störung in einer Pseudorange-Messung. Diese findet hinreichend langsam²⁰⁴ statt, um eine falsche Korrektur der Schätzposition des Filters zu bewirken, die Höhe der Abweichung von einer Messepoche zur nächsten jedoch nicht ausreichend groß ist, um den Fehler mit einem Snapshot-Verfahren zu detektieren. Im Fall des hier gezeigten Fusionsfilters sind für die verwendeten Sensoren in folgenden Fällen SGE zu erwarten:

- IMU: Durch Defekte oder äußere Einflüsse, wie bspw. die Umgebungstemperatur, bedingte Drift von Offset oder Skalenfaktorfehler.
- GPS: Pseudorange-Messungen (siehe Abschnitt 4.5.1) durch Ionosphären-einfluss und Mehrwegeempfang, Deltarange-Messungen (siehe Abschnitt 4.5.2) sind dagegen durch die zeitliche Differentiation der Messwerte nicht betroffen.
- Odometrie: Langsam veränderliche Fehler der gemessenen Geschwindigkeit durch Veränderungen des Rollradius, beispielsweise durch schleichenden Druckverlust oder Veränderung der Reifentemperatur.

Die potentiell von SGE betroffenen Größen von IMU und Odometrie sind bereits als Fehlermodell im Fusionsfilter implementiert, und in jeder Messepoche werden die Rohmessungen um die bekannten, kontinuierlich weitergeschätzten Fehler korrigiert. Somit führt das langsame Anwachsen dieser Fehler nicht zu signifikanten Fehlern der fusionierten Daten, solange das Fusionsfilter diese hinreichend schnell durch redundante Messungen korrigiert. Problematische, da erheblich über die Filterdynamik hinausgehende Störungen von Korrekturmessungen sind dagegen mit definierter Detektionswahrscheinlichkeit und -schwelle sowohl durch die in Abschnitt 4.9 beschriebene Plausibilisierung vermeidbar als auch durch den in Gleichung (5.7) gezeigten Hypothesentest erkennbar. Weiterhin ist, wie auch in Abschnitt 4.11.3 erwähnt, durch die Überprüfung der summierten Absolutwerte der Fehlerkorrekturen, siehe Gleichungen (4.102) und (7.13) - (7.16), mit definierten Maximalwerten eine Detektion von Fehlern außerhalb des für den jeweiligen Sensor spezifizierten Bereichs realisierbar.

Langsam anwachsende Fehler einzelner Pseudorange-Messungen, die nicht als Fehler im Fusionsfilter modelliert sind, führen unabhängig vom Fusionsfilter zu Widersprüchen im geometrischen Vergleich der Plausibilisierung, beschrieben in den Gleichungen (4.137) bis (4.146), und sind daher mit definierter Detektionsschwelle erkennbar.

²⁰⁴ Bhatti, U. I.: Improved integrity algorithms for integrated GPS / INS systems in the presence of slowly growing errors, 2007, Abschnitt 4.5

Es wird daher die **Hypothese H_{int}^2** aufgestellt, dass die Kombination aus Fehlerschätzung im Error-State-Space-Kalman-Filter, stochastischer Fehlermodellierung in RAIM / AIME und physikalischer Fehlermodellierung in der Plausibilisierung in der Lage ist, langsam anwachsende, aber auch andere, nicht explizit beschriebene Fehlertypen zu vermeiden oder zumindest zu detektieren. Der hierfür notwendige Bedarf an Rechenzeit liegt jedoch nur im Rahmen klassischer RAIM-Algorithmen und ist damit signifikant niedriger als in bestehenden Verfahren zur Detektion von SGE und anderen Fehlern. Die Überprüfung der Hypothese durch reale Messdaten wird in Abschnitt 6.3.4 gezeigt.

Die Hypothese, wie auch die in Abschnitt 5.4.3 genannte Annahme, dass nach der Plausibilisierung maximal ein signifikanter Messfehler pro Messepoche in die Filterung eingeht, sind für einen Serieneinsatz oder eine Verwendung in sicherheitsrelevanten Systemen noch weiter zu überprüfen, insbesondere im Vergleich mit bestehenden, als valide anerkannten Fehlerdetektionsmethoden.

5.5 Genauigkeitsmaß

5.5.1 Anforderungen an Genauigkeit

Wie in Abschnitt 3.1 bereits erwähnt, ist die Information über die Gesamtunsicherheit²⁰⁵ der Filterzustände, wie sie beispielsweise in der Varianz-Kovarianz-Matrix des Fusionsfilters vorliegt, nicht mehr ausreichend, um Steuerungen oder Regelungen in Nutzerfunktionen auf Basis der von der Datenfusion ausgegebenen Daten mit dynamischer Qualität aufzubauen. Die anwendungsinterne Datenverarbeitung oder Regelung benötigt zur Funktion detaillierte, mehrere Signaleigenschaften umfassende Informationen. Beispielsweise ist eine Summation von Messwerten unempfindlich gegenüber Gaußschem weißen Rauschen, ein Nullpunktfehler führt dagegen zu einem Anwachsen des Fehlers über der Zeit. Dies motiviert zu der Ausgabe einer Echtzeit-Beschreibung typischer Eigenschaften von Messdaten in Form von Genauigkeitsmaßen für verschiedene Kennwertklassen. Es erfolgt daher die Unterscheidung in den gängigen Begriff der *Genauigkeit* als statistische Kenngröße, wie bei der Berechnung des Integritätsmaßes in Abschnitt 5.5 verwendet, und in das *Genauigkeitsmaß* als Sammelbegriff für verschiedene Fehlertypen von Messdaten. Somit wird der in Abbildung 3-4 gezeigte virtuelle Sensor dahingehend erweitert, dass dieser den Anwendungen ein dynamisches, den

²⁰⁵ Mansfeld, W.: Satellitenortung und Navigation, 3. Auflage, 2010, Abschnitt 1.11

Niebuhr, J., Lindner, G.: Physikalische Messtechnik mit Sensoren, 2002, Abschnitt 1.2.2

Hofmann-Wellenhof, B. et al.: Principles of Positioning and Guidance, 2003, Abschnitte 3.5 und 11.5.3

aktuellen Verfügbarkeiten und Genauigkeiten der Sensoren entsprechendes virtuelles Datenblatt liefert. Dieses enthält alle für die Verarbeitung in den Anwendungen benötigten Informationen über die in der aktuellen Messepoche fusionierten Signale, ist jedoch so weit abstrahiert, dass keine direkte Abhängigkeit von einzelnen Sensoren mehr besteht. Dadurch wird die Entkopplung der Signalquellen und der Anwenderfunktionen zusätzlich zur Datenebene auch auf der Beschreibungsebene erreicht.

Dabei hat die Bewertung grundsätzlich rückwirkungsfrei zum Filter, jedoch unter Berücksichtigung von dessen Korrekturen und des stochastischen Modells als Parameter zu erfolgen. Die Betrachtung der Daten erfolgt auf Ergebnisebene des Fusionsfilters, unter der Annahme, dass die filterinternen Unsicherheiten korrekt sind. Daraus folgt, dass das Genauigkeitsmaß nur dann gültig ist, wenn die in Abschnitt 5.3 beschriebene Integritätsprüfung keinen Alarm auslöst. Weiterhin wird davon ausgegangen, dass die Verfügbarkeit von Messdaten auf Sensorseite durch das stochastische Modell des Filters bereits berücksichtigt ist und bei nicht verfügbaren Messungen die Unsicherheiten entsprechend ansteigen.

Es ergeben sich die folgenden allgemeinen Anforderungen an das Genauigkeitsmaß:

- Abstraktion der Beschreibungsebene durch den virtuellen Sensor
- Eigenbeschreibung des virtuellen Sensors durch ein Echtzeit-Datenblatt
- Rückwirkungsfreiheit auf das Fusionsergebnis
- Beschreibung aller Ausgabegrößen des Fusionsfilters
- Konsistenz mit dem bestehenden Fusionsfilter

5.5.2 Stand der Technik

Die grundlegenden Begriffe zur Beschreibung der Leistungsfähigkeit eines Navigationssystems werden von Pullen²⁰⁶ beschrieben. Hierbei wird die *Genauigkeit* als statistisches Maß für die Abweichung der geschätzten Position von der unbekannten wahren Position definiert. In Abhängigkeit vom Anwendungsfall und von der angenommenen Verteilungsfunktion werden verschiedene Maße zur Beschreibung eines Unsicherheitsintervalls definiert. Beispielsweise wird der Median als Grundlage des ebenen Fehlers bei dem Maß „*Circular Error Probable*“ (CEP), bzw. des dreidimensionalen Fehlers bei dem Maß „*Spherical Error Probable*“ (SEP) verwendet. Ebenso werden die Maße 1σ und 2σ vorgestellt, die im Falle einer Normalverteilung der Fehler entsprechenden Vertrauensintervallen äquivalent sind. Weiterhin wird der Begriff der *Kontinuität*

²⁰⁶ Pullen, S.: Quantifying the Performance of Navigation Systems and Standards for assisted-GNSS, 2008

definiert als die Zuverlässigkeit der Positionsausgabe eines Navigationssystems, das *Kontinuitätsrisiko* beschreibt die Wahrscheinlichkeit dafür, dass das System keine den Spezifikationen entsprechende Ausgabedaten mehr liefert. Der Begriff der *Verfügbarkeit* wird im engsten Sinne definiert als die gleichzeitige Einhaltung der Anforderungen an Genauigkeit, Integrität und Kontinuität. Es wird jedoch angemerkt, dass in praktischen Anwendungen häufig auch nur eine teilweise Einhaltung dieser Kriterien ausreicht. Daher ist die Definition von Verfügbarkeit als die Einhaltung der Anforderungen an ein System zu einem bestimmten Zeitpunkt sinnvoll.

Diese genannten Begriffe sind gängige Maße zur Beschreibung der Leistungsfähigkeit eines Systems im Allgemeinen, aber auch zu einem einzelnen Zeitpunkt oder über die Dauer einer Messung anwendbar. Üblicherweise werden sie für die Beschreibung von Positionsdaten herangezogen. Eine allgemeingültige, auf gemessene oder geschätzte Daten anwendbare Qualitätsbeschreibung wird von Wegener²⁰⁷ vorgeschlagen. Die *Messqualität* wird hierbei als übergeordneter Begriff verwendet, der sich aus den wie folgt definierten Teilmaßen zusammensetzt:

- *Messunsicherheit*: Quantitative Beschreibung des Zweifels am Messergebnis in Form eines Überdeckungsintervalls, innerhalb dessen sich der Wert der Messgröße mit definiertem Vertrauensgrad befindet
- *Messgenauigkeit*: Qualitatives Maß für die Annäherung eines Messergebnisses an den wahren Wert
- *Konsistenz*: Beschreibung der Widerspruchsfreiheit von verschiedenen Messwerten
- *Latenz*: Zeit zwischen Messung und Bereitstellung von Messdaten
- *Verfügbarkeit*: Bereitstellung von Daten zu einem bestimmten Zeitpunkt („Punktverfügbarkeit“)
- *Zuverlässigkeit*: Wahrscheinlichkeit für die Verfügbarkeit von Messdaten über eine definierte Dauer hinaus

Auch wenn sich diese Definition an realen, für den praktischen Einsatz relevanten Beschreibungsgrößen orientiert, beschränkt sich die Klassifikation der Messunsicherheit und Messgenauigkeit auf die bisher übliche Beschreibung eines gesamten Fehlers, der sich durch zufällige Messfehler, aber auch durch Schätzfehler eines Filters, Linearisierungs- und Quantisierungsfehler, oder weitere Fehlertypen ergibt. Wie in Abschnitt 5.5.1

²⁰⁷ Wegener, M., Schnieder, E.: Definition der Messqualität und ihre quantitative Bestimmung, 2013

erwähnt, wird für die allgemeine Verwendbarkeit eines Datensatzes in Nutzerfunktionen insbesondere eine Klassifikation in unterschiedliche Fehlertypen gefordert, um Sensitivitäten einzelner Funktionen auf diese Fehlertypen zu berücksichtigen. Daher wird im Folgenden der Begriff des *Genauigkeitsmaßes* im Sinne der Messgenauigkeit verwendet, jedoch um eine Klassifikation in verschiedene Fehlertypen erweitert.

5.5.3 Konzeption eines Genauigkeitsmaßes

Zur Beschreibung der Eigenschaften von Messdaten erfolgt eine Klassifikation in unterschiedliche Fehlertypen. Somit wird eine Aufteilung des Gesamtfehlers in Einzelfehler erreicht. Die diesen einzelnen Fehlertypen zugeordneten Genauigkeiten werden im Folgenden als *Beschreibungsgrößen* bezeichnet. Wie in Abschnitt 5.5.1 erwähnt, ermöglicht die Berechnung und Weitergabe der Beschreibungsgrößen an Nutzerfunktionen die funktionsindividuelle Bewertung der aktuellen Signaleigenschaften. Die Klassifikation in Beschreibungsgrößen liefert dabei Zusatzinformationen, die Summe der Einzelfehler ergibt wiederum die Gesamtunsicherheit.

Die Verarbeitung von Messdaten erfolgt in der Regel schrittweise, jedoch stets basierend auf grundlegenden Operationen. Häufig werden auch Daten aus Zwischenschritten ausgegeben. Ein Konzept für das Genauigkeitsmaß als ein für den virtuellen Sensor in Echtzeit berechnetes Datenblatt²⁰⁸ geht über die alleinige Modellierung als Varianzen im Fusionsfilter selbst hinaus. Dies führt zur Verwendung von mehreren Kennwerten zur Beschreibung der Eigenschaften von Messdaten. Daraus ergibt sich, wie in Abbildung 5-2 dargestellt, die Motivation zur Unterteilung der vorgenommenen Signalverarbeitung in abgeschlossene, als Black Box modellierte Abschnitte, die stets den gleichen Ein- und Ausgangsvektor der Beschreibungsgrößen besitzen. Innerhalb dieser gekapselten Systeme werden die Beschreibungsgrößen in Form einer Fehlerfortpflanzung berechnet, wobei auch bekannte Abhängigkeiten von Beschreibungsgrößen untereinander in Form eines Fehlerfortpflanzungsgesetzes berücksichtigt werden. Ansonsten werden die Beschreibungsgrößen vereinfachend als unabhängig und untereinander rückwirkungsfrei betrachtet. Damit werden bei der Fehlerfortpflanzungsrechnung einer einzelnen Beschreibungsgröße alle bereits in einer anderen Beschreibungsgröße modellierten und als unabhängig angenommenen Unsicherheiten zu Null gesetzt. Optional werden weitere Parameter, beispielsweise durch Korrekturen vom Fusionsfilter, zur Berechnung der Beschreibungsgrößen verwendet. Die Fehlerfortpflanzung wird hierfür auf die verwendeten Basisoperationen des Datenverarbeitungssystems zurückgeführt. Die Modellierung des Signalpfades beginnt mit den Sensoren als Quelle, die Beschreibungsgrößen werden entsprechend der Spezifikationen der Sensoren in ihren realen

²⁰⁸ vgl. J. Niebuhr, G. Lindner: Physikalische Messtechnik mit Sensoren, 2002, Abschnitt 1.2.2

Datenblättern als Startwerte verwendet. Die korrekte Modellierung der Unsicherheiten im Fusionsfilter vorausgesetzt, ist somit eine stets dem aktuellen Betriebszustand entsprechende Spezifikation der Signaleigenschaften zu jedem Prozessschritt der Signalverarbeitung erreicht. Bezogen auf die Einhaltung dieser Spezifikationen ergibt sich das Kontinuitätsrisiko des Fusionsfilters entsprechend der Definition aus Abschnitt 5.5.2 aus dem Kontinuitätsrisiko des Basissystems aus IMU und Strapdown-Algorithmus, da deren Verfügbarkeit und Einhaltung der Spezifikationen die kleinste, notwendige Grundlage für den Betrieb des Fusionsfilters darstellen.

Anhand der Anforderungen der Nutzerfunktionen werden die Beschreibungsgrößen ermittelt, diese sind durch die Rückwirkungsfreiheit zum Fusionsfilter beliebig wählbar. Für das Berechnungsverfahren wird ein für jede Eigenschaft spezifisches Fehlerfortpflanzungsgesetz ausgewählt. Prinzipiell lässt sich die Fehlerfortpflanzungsrechnung mit beliebigen, für die Beschreibungsgrößen individuellen Verteilungsfunktionen realisieren.

5.6 Umsetzung Genauigkeitsmaß²⁰⁹

Zur beispielhaften Umsetzung eines Genauigkeitsmaßes im Fusionsfilter, das die in Abschnitt 5.5 ermittelten Kriterien erfüllt, werden hier die Beschreibungsgrößen Messrauschen, Nullpunktfehler (Offset) und Steigungsfehler (Skalenfaktorfehler) ausgewählt.

Die Basisoperationen für das in Form eines digitalen, zeit- und wertediskreten Systems umgesetzte Fusionsfilter sind hierbei:

- Addition / Subtraktion
- Multiplikation / Division
- Verzögerung um einen Abtastschritt / Speicherung

In der hier gezeigten Anwendung wird weiterhin die Annahme getroffen, dass die Beschreibungsgrößen normalverteilt sind. Dadurch vereinfacht sich die gemeinsame Verwendbarkeit mit dem stochastischen Modell des Fusionsfilters. Die Fortpflanzungsrechnung ist bei unkorrelierten Beschreibungsgrößen für lineare Funktionen und Transformationen durch einfache Varianzfortpflanzung darstellbar. Für korrelierte Beschreibungsgrößen ist dagegen ein Varianzfortpflanzungsgesetz mit einer vollbesetzten Varianz-Kovarianz-Matrix anzuwenden.

²⁰⁹ vgl. Dziubek, N., Winner, H.: Sensorsystem zur eigenständigen Bewertung der Genauigkeit seiner Daten, 2013

Die Methode wird für die in den Gleichungen (4.25), (7.1) und (7.6) ausgeführten Rechenschritte gezeigt, die Teil des Basissystems sind. Diese Gleichungen enthalten die Korrektur von Nullpunkt- und Skalenfaktorfehler einer Beschleunigungsmessung \vec{a}_b^{IMU} durch das Fusionsfilter, deren Drehung in Navigationskoordinaten durch die Drehmatrix $\hat{\mathbf{C}}_{b,r}^n$, und deren Summation in eine Geschwindigkeit \vec{v}_n bei gleichzeitiger Korrektur des Absolutwertes durch das Fusionsfilter. Diese Basisgleichungen bilden die Blöcke zur Beschreibung des Signalpfades, zu deren Beschreibung wird die Notation ⁱⁿ für Eingangswerte und ^{out} für Ausgabewerte verwendet. Daraus ergibt sich die in Abbildung 5-2 gezeigte Struktur.

Zur besseren Anschaulichkeit wird in diesem Beispiel angenommen, dass Fehler der Drehmatrix $\hat{\mathbf{C}}_{b,r}^n$ und des Abtastintervalls Δt , sowie allgemeine Einflüsse und Fehler der Coriolisbeschleunigung \vec{a}_n^{Corr} und der geschätzten Erdbeschleunigung \vec{g}_n^e vernachlässigbar sind. Für eine vollständige Genauigkeitsbeschreibung des Basissystems sind diese Annahmen bekanntermaßen für $\hat{\mathbf{C}}_{b,r}^n$ als vom Filter korrigierte Größe nicht zulässig, für die weiteren Größen ist die Zulässigkeit zu überprüfen. Für die Genauigkeitsberechnung wird allgemein \mathbf{P} als Varianz-Kovarianz-Matrix der jeweiligen Beschreibungsgröße, und \mathbf{P}_k^+ als A-posteriori-Varianz-Kovarianz-Matrix des Fusionsfilters in der aktuellen Messepoche verwendet.

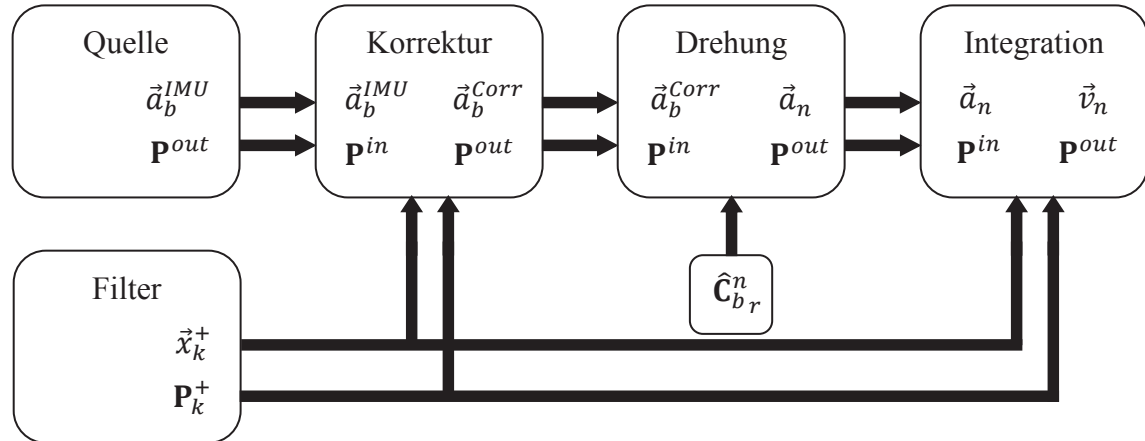


Abbildung 5-2: Struktur Genauigkeitsberechnung

5.6.1 Datenquelle

Der Datensatz zu Beginn der Genauigkeitsberechnung ist gegeben durch die Messung der Beschleunigungen:

\vec{a}_b^{IMU} : Messvektor der Beschleunigung

und durch die stochastische Beschreibung der Fehlertypen:

\mathbf{P}_{ra}^{in} : Varianz-Kovarianz-Matrix des Messrauschens

\mathbf{P}_{offs}^{in} : Varianz-Kovarianz-Matrix des Nullpunktfehlers

\mathbf{P}_{scale}^{in} : Varianz-Kovarianz-Matrix des Skalenfaktorfehlers

Die Varianz-Kovarianz-Werte werden hierbei aus Kennwerten im Datenblatt des Sensors und durch die Modellierung bekannter physikalischer Zusammenhänge ermittelt.

5.6.2 Korrekturschritt

Wie in Gleichung (4.25) beschrieben, erfolgt die Korrektur von Nullpunkt- und Skalenfaktorfehler durch:

$$\vec{a}_b^{Corr} = \left(\left(\mathbf{I} - \vec{\zeta} \vec{a}_b \right) \cdot \vec{a}_b^{IMU} \right) - \vec{\delta} \vec{a}_b \quad (5.14)$$

Die zugehörigen Ausgabewerte \mathbf{P}^{out} ergeben sich für \mathbf{P}_{ra}^{in} durch Gaußsche Fehlerfortpflanzung. Dagegen werden $\mathbf{P}_{offs,a}^+$ und $\mathbf{P}_{scale,a}^+$, konsistent zur Korrektur des Nullpunkt- und Skalenfaktorfehlers im Basissystem, durch die entsprechenden Varianzen des Fusionsfilters überschreiben:

$$\mathbf{P}_{ra}^{out} = \left(\mathbf{I} - \vec{\zeta} \vec{a}_b \right) \cdot \mathbf{P}_{ra}^{in} \cdot \left(\mathbf{I} - \vec{\zeta} \vec{a}_b \right)^T \quad (5.15)$$

$$\mathbf{P}_{offs}^{out} = \mathbf{P}_{offs,a}^+ \quad (5.16)$$

$$\mathbf{P}_{scale}^{out} = \mathbf{P}_{scale,a}^+ \quad (5.17)$$

5.6.3 Transformationsschritt (Drehung)

Diese Ausgabewerte werden dem nächsten Berechnungsschritt, bestehend aus der Gleichung (7.2) entsprechenden Drehung der Beschleunigung in ein anderes Koordinatensystem durch die Drehmatrix $\hat{\mathbf{C}}_{b_r}^n$, übergeben. Wie erwähnt wird in diesem Beispiel $\hat{\mathbf{C}}_{b_r}^n$ vereinfachend als fehlerfrei angenommen.

Damit ergibt sich für die Transformationsgleichung:

$$\vec{a}_n = \hat{\mathbf{C}}_{b_r}^n \cdot \vec{a}_b^{corr} \quad (5.18)$$

Die Drehung sowohl von Varianzen als auch Kovarianzen erfolgt als quadratische Form durch Anwendung des Varianzfortpflanzungsgesetzes auf Gleichung (5.18):

$$\mathbf{P}_{ra}^{out} = \hat{\mathbf{C}}_{b_r}^n \cdot \mathbf{P}_{ra}^{in} \cdot \hat{\mathbf{C}}_{b_r}^{n^T} \quad (5.19)$$

$$\mathbf{P}_{offs}^{out} = \hat{\mathbf{C}}_{b_r}^n \cdot \mathbf{P}_{offs}^{in} \cdot \hat{\mathbf{C}}_{b_r}^{n^T} \quad (5.20)$$

$$\mathbf{P}_{scale}^{out} = \hat{\mathbf{C}}_{b_r}^n \cdot \mathbf{P}_{scale}^{in} \cdot \hat{\mathbf{C}}_{b_r}^{n^T} \quad (5.21)$$

5.6.4 Integrationsschritt

Die Summation der Beschleunigungen zur Geschwindigkeit \vec{v}_n erfolgt entsprechend Gleichung (7.6) mit dem Abtastintervall Δt , das als fehlerfrei bestimmbar angenommen wird. Hierbei ist \vec{v}_{n_r} der Wert der Geschwindigkeit zum letzten Abtastschritt:

$$\vec{v}_n = \vec{v}_{n_r} + \vec{a}_n \cdot \Delta t + \hat{\mathbf{C}}_{b_r}^n \cdot \Delta \vec{v}_b \quad (5.22)$$

Der Berechnung der Varianzen liegt als vereinfachtes Modell zugrunde, dass ein Skalenfaktorfehler bei symmetrischer Verteilung der Messwerte um den Nullpunkt zu keiner Verschiebung des Mittelwertes führt. Weiterhin findet keine Summation des Nullpunktfehlers statt, da dieser in jedem Schritt durch das Fusionsfilter mit $\hat{\mathbf{C}}_{b_r}^n \cdot \Delta \vec{v}_b$ korrigiert und die zugehörige Unsicherheit konsistent durch die Schätzunsicherheit $\mathbf{P}_{offs,v}^+$ der Filterung ersetzt wird:

$$\mathbf{P}_{ra}^{out} = \mathbf{P}_{ra}^{in} \cdot \Delta t^2 \quad (5.23)$$

$$\mathbf{P}_{offs}^{out} = \mathbf{P}_{offs,v}^+ \quad (5.24)$$

$$\mathbf{P}_{scale}^{out} = \mathbf{P}_{scale}^{in} \cdot \Delta t^2 \quad (5.25)$$

Die in Abbildung 5-2 gezeigte Struktur erlaubt dabei, nach jedem der gekapselten Schritte auf sowohl die verarbeiteten Messwerte als auch deren virtuelles Datenblatt zuzugreifen und diese Daten den Nutzerfunktionen zur Verfügung zu stellen. Durch die Blockstruktur ist das System modular veränderbar, was zu einer systemübergreifenden Architektur und Erweiterbarkeit auch für nachfolgende Nutzerfunktionen führt. Die Gesamtunsicherheit des entsprechenden Wertes lässt sich aus den Einzelunsicherheiten berechnen, im gezeigten Beispiel von normalverteilten Werten durch Summation der Varianzen.

5.6.5 Gesamtunsicherheit

Die Beschreibungsgrößen sind analog zu den zugehörigen fusionierten Daten jeweils zwischen den einzelnen Blöcken abgreifbar. Die Beschreibungsgrößen beziehen sich zwar jeweils auf unterschiedliche Signaleigenschaften, liegen jedoch in derselben Einheit vor. Daher lässt sich die Gesamtunsicherheit der Daten durch Addition der einzelnen Unsicherheiten berechnen:

$$\mathbf{P}_{ges}^{out} = \mathbf{P}_{ra}^{out} + \mathbf{P}_{offs}^{out} + \mathbf{P}_{scale}^{out} \quad (5.26)$$

Die Varianzen der einzelnen Beschreibungsgrößen liegen hierbei jeweils in der Hauptdiagonalen von \mathbf{P}^{out} .

5.7 Genauigkeit: Bewertung und Ausblick

Das gezeigte, zur Anschaulichkeit auf die drei Schritte „Korrektur“, „Transformation“ und „Integration“ vereinfachte Beispiel zeigt die Umsetzbarkeit der in Abschnitt 5.5.1 ermittelten Anforderungen an ein Genauigkeitsmaß für Messdaten und deren Verarbeitung in einem Fusionsfilter. Sind auch Anforderungen der Nutzerfunktionen und damit die benötigten Beschreibungsgrößen bekannt, lässt sich das Genauigkeitsmaß in Form einer vollständigen Modellierung der Fehlerfortpflanzung und -korrektur dieser Beschreibungsgrößen im Basissystem erstellen. Hierbei sind insbesondere das stochastische Modell des Fusionsfilters, Abhängigkeiten der Beschreibungsgrößen untereinander, deren Fortpflanzungsgesetze und unterschiedliche, von einer Normalverteilung abweichende Verteilungsfunktionen zu ermitteln und bei der Modellierung zu berücksichtigen.

Das Genauigkeitsmaß ist in der Lage, Mess- und Modellunsicherheiten, Sensoreigenschaften und algorithmische Zusammenhänge zu modellieren, selbst wenn diese zeitvariant sind. Es wird eine Beschreibung von Signaleigenschaften in Echtzeit berechnet, die wie ein Datenblatt die Fehler und Unsicherheiten von Sensormessungen nach ihren Eigenschaften differenziert beschreibt. Dies führt zu einer über die sonst übliche, in Abschnitt 5.5.1 erwähnte Angabe eines gesamten zufälligen Fehlers hinausgehende Bewertung von Messdaten, die eine detailliertere Beschreibung von Fehlertypen in Messdaten enthält. Für Fusionsfilter typische Fehler wie z.B. durch die Vernachlässigung von Kovarianzen zu niedrig geschätzter Varianzen werden zumindest abgeschwächt. Insbesondere profitieren Nutzerfunktionen von der Beschreibung einzelner Signaleigenschaften und deren Schätzunsicherheiten. Sensitivitäten der weiteren Signalverarbeitung auf einzelne Fehlertypen lassen sich berücksichtigen, statt wie üblich nur die gesamte Messunsicherheit als Kriterium zu verwenden. Beispielsweise ist eine auf zeitlich differenzierten Messdaten beruhende Regelung sensitiv auf Störungen durch

Rauschen, ein annähernd konstanter Nullpunktfehler spielt hierbei jedoch keine Rolle. Die Beschreibung einzelner Unsicherheitsklassen durch das Genauigkeitsmaß ermöglicht daher eine den tatsächlichen Signaleigenschaften angemessene weitere Verarbeitung der Daten.

Zur Berechnung der Gesamtunsicherheit werden die Beschreibungsgrößen entsprechend ihres Fortpflanzungsgesetzes addiert. Diese so berechnete Unsicherheit entspricht zumindest annähernd der Gesamtunsicherheit nach klassischer Fehlerfortpflanzungsrechnung.

Tabelle 5-2: Beispiel einer Genauigkeitsbeschreibung für ein Beschleunigungssignal

Beschreibungsgröße, Unsicherheitsklasse	Vertrauensintervall, 1σ -Bereich	Bedeutung
Rauschen	0,03 m/s ²	zufällige Verteilung um den Mittelwert
Nullpunktfehler	0,1 m/s ²	Schätzunsicherheit der Verschiebung des Mittelwerts des Sensors
Aus dem Skalenfaktorfehler resultierender Messfehler	0,15 m/s ²	Fehler in den Messdaten, erhalten durch den Bezug der Schätzunsicherheit des Verstärkungsfaktors des Sensors auf den aktuellen Arbeitspunkt
Gesamt	0,183 m/s ²	Unsicherheitsbereich unter Berücksichtigung aller Unsicherheitsklassen

In Tabelle 5-2 wird gezeigt, wie der in Abschnitt 5.6 erstellte Satz an Beschreibungsgrößen für ein Beschleunigungssignal aufgebaut ist. Die Beschreibungsgrößen beziehen sich hierbei auf eine einzelne Messung, in einer praktischen Umsetzung werden diese innerhalb eines Datenpaketes zusammen mit dem Messwert an die Nutzerfunktion weitergegeben. Die Vertrauensintervalle geben hierbei den Bereich um den Messwert an, innerhalb dessen mit definierter Irrtumswahrscheinlichkeit der wahre Wert liegt.

In diesem Beispiel werden die Beschreibungsgrößen als normalverteilt angenommen, der Gesamtfehler daher als geometrische Summe ermittelt, und das 1σ -Vertrauensintervall beinhaltet 68,27% aller Messwerte. Für andere Verteilungsfunktionen sind die entsprechend anderen Vertrauensintervalle und das zugehörige Fehlerfortpflanzungsgesetz zur Berechnung des Gesamtfehlers anzuwenden.

Abschließend wird für das Genauigkeitsmaß die **Hypothese H_{Gen}** aufgestellt: Das Genauigkeitsmaß berechnet Fehlergrenzen durch Betrachtung der algorithmischen Zusammenhänge für unterschiedliche Fehlertypen.

Im Vergleich zur reinen Varianz-Kovarianz-Betrachtung des Fusionsfilters wird dadurch eine im Sinne realistischer Fehlergrenzen genauere Beschreibung von Unsicherheiten und Fehlern erreicht.

Durch die differenzierte Betrachtung der Fehlerursache ist diese Fehlerabschätzung weniger pessimistisch als durch die vom Fusionsfilter intern berechneten Varianzen der Systemzustände alleine. Die Überprüfung der Hypothese anhand von Messdaten erfolgt in Abschnitt 6.4.4.

Mit der Umsetzung eines Integritäts- und Genauigkeitsmaßes sind die in Abschnitt 5.1 genannten Anforderungen an eine Signalqualitätsbeschreibung vollständig erfüllt. Im Folgenden werden die Ergebnisse des Fusionsfilters und der Signalqualitätsbeschreibung anhand aufgezeichneter Messdaten gezeigt.

6 Ergebnisse

6.1 Verifikationsmethodik

In diesem Abschnitt werden die zur Verifikation des Fusionsfilters und der Datenqualitätsbewertung verwendeten Systeme und die Auswahl der untersuchten Testfälle beschrieben.

6.1.1 Soft- und Hardware

Das in Abschnitt 4 hergeleitete Fusionsfilter mit der in Abschnitt 5 beschriebenen Datenqualitätsbewertung ist in Form eines Matlab / SIMULINK-Modells realisiert. Dieses existiert in zwei funktional identischen Ausführungen:

- Echtzeit-Version zum Online-Betrieb in einem Versuchsfahrzeug mit direkter Visualisierung
- Wiedergabe-Version zum Offline-Betrieb am PC von im Versuchsfahrzeug aufgezeichneten Sensor-Rohmessdaten

Zur Auswertung der Leistungsfähigkeit des Fusionsfilters in dieser Arbeit wurde die Wiedergabe-Version verwendet, da hierbei die Wiederholbarkeit der Rohdaten bei verschiedenen Versuchen garantiert ist, und insbesondere die Analyse der Rohdaten auf Störungen noch vor ihrer Verarbeitung im Fusionsfilter zu einer eindeutigen Zuordnungsmöglichkeit von Effekten in den Ergebnissen führt.

Wie in Abbildung 6-1 dargestellt, wird eine dSpace Autobox (MicroAutobox II DS1401/1511²¹⁰) als Echtzeit-Computersystem verwendet. Von der bereits in Abschnitt 2.3 beschriebenen Sensorik sind die IMU und die Odometriesensorik über einen CAN-Bus mit der Autobox verbunden, der GPS-Empfänger übermittelt die Daten über eine UART-Schnittstelle und ist außerdem zur Synchronisation der Systemuhr der Autobox mit der GPS-Referenzzeit durch einen 1-PPS-Zeitimpuls²¹¹ mit einem binären Interrupt-Eingang des Echtzeit-Computers verbunden. Die Daten für den Offline-Betrieb und die Referenzmessdaten werden an den Eingängen der Autobox aufgezeichnet.

²¹⁰ siehe auch <http://www.dspace.com/de/gmb/home/products/hw/micautob.cfm>, Stand März 2013

²¹¹ PPS: Pulse Per Second

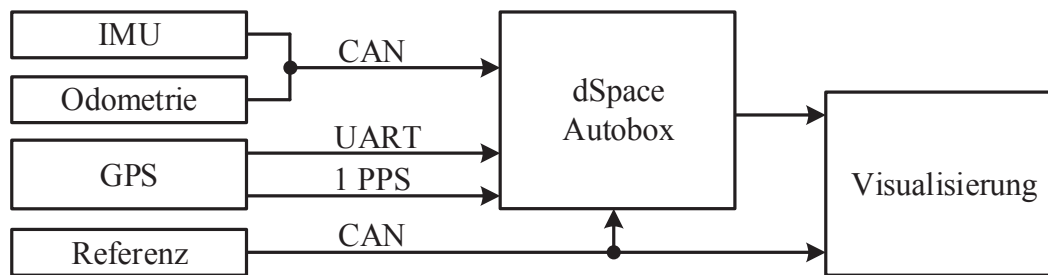


Abbildung 6-1: Blockschaltbild Versuchsaufbau

6.1.2 Parametrierung des Fusionsfilters

Neben der bereits in Abschnitt 4.5 erwähnten Eigenbewertung des Messrauschens durch die Korrektursensoren und deren zugeordnete Vorverarbeitung, sowie der in Abschnitt 4.7.1 gezeigten Initialisierung der Varianz-Kovarianz-Matrix \mathbf{P} , beinhaltet die Varianz-Kovarianz-Matrix des Systemrauschens \mathbf{Q} für die Leistungsfähigkeit des Filters maßgebliche Parameter.

Für die Parametrierung wird von der Annahme ausgegangen, dass die einzelnen Varianzen des Systemrauschens unkorreliert sind. Damit sind alle Nebendiagonalelemente von \mathbf{Q} zu Null gesetzt und lediglich die Varianzen in der Hauptdiagonale als Parameter einzustellen.

Hierbei sind die in Tabelle 4-2 gezeigten Zustandsgruppen $d - g$ als IMU-Sensorfehler dem Datenblatt der Sensoren zu entnehmen. Diese beschreiben die maximale zu erwartende Änderung der Nullpunkt- und Skalenfaktorfehler der IMU-Sensoren über der Zeit. Gleiches gilt für Gruppe i . Die zu parametrierende zeitliche Änderung der Empfängeruhrfehlerdrift entspricht der maximalen zu erwartenden Frequenzänderung des Empfängeruhroszillators über der Zeit.

Die Zustandsgruppe j entspricht der maximalen zu erwartenden Änderung des Reifenhalbmessers über der Zeit. Die gewählte Parametrierung ist ein Kompromiss zwischen einer durch Änderungen des Reifeninnendrucks aufgrund von Temperaturänderungen oder schleichenden Luftverlust motivierten unteren Grenze, und einer oberen Grenze, die eine hinreichend schnelle Anpassung an Messfehler durch dauerhaft hohen Schlupf ermöglicht. Letztere Messfehler entstehen beispielsweise bei einer dauerhaften Steigungsfahrt und wirken in den Raddrehzahlmessungen ähnlich wie ein Fehler des geschätzten Reifenrollradius. Eine Adaption über die Rollradiusschätzung ist daher sinnvoll und wird in der Parametrierung berücksichtigt.

Insbesondere die Zustandsgruppen der Navigationsgrößen $a - c$ sowie des Empfängeruhrfehlers h beinhalten mindestens eine summierte Größe, deren Fehler bereits durch einen anderen Zustand geschätzt wird. Die hierbei über das Systemrauschen modellierten Fehler repräsentieren die noch nicht über bestehende andere Zustände

beschriebenen Restfehler, beispielsweise nicht modellierte Sensorfehler oder Fehler durch Linearisierungen, Vereinfachungen und numerische Ungenauigkeiten. Eine Zuordnung der entsprechenden Systemrauschparameter auf eine bekannte physikalische Größe ist daher nicht möglich, vielmehr stellen diese Varianzen frei wählbare Parameter dar, die zur Abstimmung der Leistungsfähigkeit des Filters anhand von gestellten Anforderungen verwendbar sind.

Der Erstellung des Parametersatzes für die im Folgenden gezeigte Verifikation liegt die Anforderung zugrunde, eine möglichst hohe Genauigkeit bezüglich der Position und eine plausible Trajektorie zu bewirken. An die erzielten Ergebnisse der Schätzung anderer Zustandsgrößen besteht lediglich die Anforderung, ein plausibles und konvergentes Verhalten zu zeigen. Die Abstimmung der stochastischen Parameter der in Abschnitt 4.9 beschriebenen Signalplausibilisierung folgt ebenso dieser Anforderung.

Weiterhin ist für das stochastische Modell des Fusionsfilters die Hauptanforderung, eine Schätzung der Varianzen mit dem Ziel einer hohen erreichten Positionsgenauigkeit durch die daraus folgende Gewichtung von Korrekturmessungen zu erreichen. In Vorversuchen wurde festgestellt, dass eine realistische Schätzung der Absolutwerte der Varianzen mitunter im Widerspruch mit einer hohen Güte der Ergebnisse steht. Eine Analyse und Diskussion dieses Verhaltens anhand der Verifikationsversuche ist im Folgenden in den Abschnitten 6.2.3 und 6.2.4 gegeben. Daher ist das Erreichen von realistischen Absolutwerten der Varianzen ist nur sekundäres Ziel für die Parametrierung, gefordert ist lediglich ein plausibler, qualitativ richtiger Verlauf.

6.1.3 Kennwerte und Testfälle

Die Verifikation hat zum Ziel, die Funktionsfähigkeit des in den Abschnitten 4.3, 4.4 und 4.5 hergeleiteten Fusionsfilters zu belegen und typische Leistungs-Kennwerte zu zeigen. Weiterhin wird der Einfluss der die Genauigkeit des Filters betreffenden Optimierungen „Verzögerte Verfügbarkeit“ (Abschnitt 4.8), „Plausibilisierung GPS-Messungen“ (Abschnitte 4.9.3 und 4.9.4) sowie „Plausibilisierung Odometrie-Messungen“ (Abschnitt 4.9.5) gezeigt. Hierfür wird die Veränderung der Kennwerte bei Abschaltung der einzelnen Optimierungsmethoden gegenüber dem vollen Filteralgorithmus bewertet, die Ergebnisse sind in Abschnitt 6.2.3 beschrieben. Aus den erreichten Ergebnissen folgt die Gültigkeitsprüfung der in Abschnitt 4.10 aufgestellten *Hypothesen* H_{VV} , H_{Plaus}^1 und H_{Plaus}^2 .

Zur Bewertung und zum Vergleich der Leistungsfähigkeit die Differenz zwischen dem Fusionsfilter und dem in Abschnitt 6.1.4 beschriebenen Referenz-Messsystem berechnet. Diese Differenz wird innerhalb der spezifizierten Unsicherheitsgrenzen als Maß für den Fehler des Filters verwendet. Hierfür werden folgende Kennwerte ausgewählt:

- Standardabweichung σ als Maß für das Rauschen der Messdaten
- Mittelwert μ als Maß für den durchschnittlichen Fehler der Messdaten
- Median ε_{Q50} als Maß für den von Ausreißern befreiten durchschnittlichen Fehler der Messdaten
- Root-Mean-Square-Error ε_{RMS} als Maß für den gesamten Fehler einer Messung
- Maximalfehler ε_{Max} als Maß für Größtfehler und Ausreißergröße

Die verwendeten Messgrößen zur Verifikation des Fusionsfilters werden nach folgenden Kriterien ausgewählt:

- Sie sind Größen, deren Fehler vom Fusionsfilter geschätzt werden, somit ist auch die zugehörige Varianz in der Matrix \mathbf{P}_k^+ verfügbar und verifizierbar.
- Sie sind direkt, und nicht nur über das Systemmodell, von Korrekturen durch Beobachtungen betroffen, somit sind die Auswirkungen von gestörten Korrekturmessungen eindeutig zuzuordnen.
- Sie sind in der in Abschnitt 4.9 gezeigten Plausibilisierung als Größen zur Ermittlung des Schwellwertes ξ beteiligt, so dass Auswirkungen von und auf die Plausibilisierung erkennbar sind.
- Sie sind über das Systemmodell abhängig von möglichst vielen anderen im Filter korrigierten Schätzgrößen, so dass sie auch die Fehler und Unsicherheiten dieser Größen repräsentieren und damit eine Aussage über die gesamte Leistungsfähigkeit zulassen.

Diese Eigenschaften sind im Fusionsfilter auf die Größen

- Geschwindigkeit \hat{v}_b
- Position $\hat{\Phi}_n$

zutreffend. Weiterhin wird für eine vereinfachte Darstellbarkeit und aufgrund der für Automotive-Anwendungen besonderen Relevanz die Betrachtung auf ebene Größen reduziert, d.h. es werden $\hat{v}_{b,x}$, $\hat{v}_{b,y}$, $\hat{\Phi}_{n,e}$ und $\hat{\Phi}_{n,n}$ für die Bewertung verwendet. Diese Größen beinhalten summierte IMU-Messwerte und Korrekturen aus dem Fusionsfilter. Daher wird die Annahme getroffen, dass Fehler in allen anderen Schätzgrößen über die Dauer eines Tests auch zu erkennbaren Fehlern in diesen vier Größen führen. Damit ist die Funktionsfähigkeit des Fusionsfilters über die Betrachtung dieser vier Größen verifizierbar. Für einen Einsatz des Filters in einer eventuell sicherheitskritischen Serienanwendung ist jedoch die Betrachtung aller Schätzgrößen unter allen relevanten Testfällen zur Validierung empfohlen, um die Plausibilität und Stabilität des Gesamtsystems auch in Sonderfällen sicherzustellen.

Als Anforderungen an die zur Verifikation verwendeten Messdaten sind die Repräsentativität für übliche Fahrsituationen und das Vorhandensein von Abschnitten ohne Störungen, Störungen einzelner und Störungen mehrerer Korrekturmessungen gefordert.

Für das Referenzsystem ist gefordert, dass in dessen Navigationslösung innerhalb dieser Situationen keine signifikanten Störungen oder unplausiblen Verläufe erkennbar sind. Weiterhin ist zur Bewertung der Störfestigkeit von Algorithmus und Referenz die Analyse einer Situation mit Störung des Referenzsystems gefordert. Aus diesen Anforderungen ergibt sich die folgende, in Tabelle 6-1 gezeigte Auswahl an Versuchen:

Tabelle 6-1: Auswahl Verifikationsversuche

<u>Nr.</u>	<u>Konfiguration</u>	<u>Abschnitt</u>
G1	Vollständiger Algorithmus	<u>Gesamtstrecke</u> Länge: 15,7 km Dauer: 1000 s Ausschnitt aus repräsentativem Kurs mit Überland- und Stadtanteilen, Algorithmus zu Beginn in eingeschwungenem Zustand.
G2	Verzögerte Verfügbarkeit inaktiv	
G3	Plausibilisierung GPS inaktiv	
G4	Plausibilisierung Odometrie inaktiv	
A1	Vollständiger Algorithmus	<u>Strecke A</u> Länge: 5,1 km Dauer: 250 s Teil der Gesamtstrecke, größtenteils Überlandfahrt, geringe Störungen
A2	Verzögerte Verfügbarkeit inaktiv	
A3	Plausibilisierung GPS inaktiv	
A4	Plausibilisierung Odometrie inaktiv	
B1	Vollständiger Algorithmus	<u>Strecke B</u> Länge: 1,6 km Dauer: 100 s Teil der Gesamtstrecke, Stadtgebiet, signifikante Störungen des Algorithmus.
B2	Verzögerte Verfügbarkeit inaktiv	
B3	Plausibilisierung GPS inaktiv	
B4	Plausibilisierung Odometrie inaktiv	
C1	Vollständiger Algorithmus	<u>Strecke C</u> Länge: 0,6 km Dauer: 80 s Tunnelfahrt mit nachfolgendem Stillstand, Strecke außerhalb der Gesamtstrecke.
C2	Verzögerte Verfügbarkeit inaktiv	
C3	Plausibilisierung GPS inaktiv	
C4	Plausibilisierung Odometrie inaktiv	
D1	Vollständiger Algorithmus	<u>Strecke D</u> Länge: 4,0 km Dauer: 300 s Stadtgebiet, Störungen des Referenzsystems, Strecke außerhalb der Gesamtstrecke

Die für die Untersuchung verwendeten Daten stammen aus einer zusammenhängenden Aufzeichnung einer Messfahrt mit einem mit der in Abschnitt 6.1.1 beschriebenen Versuchstechnik ausgestatteten Versuchsfahrzeug. Es werden unveränderte, aufgezeichnete Rohmessdaten der Sensoren als Grundlage für die Tests verwendet. Vor dem Beginn des Intervalls „Gesamtstrecke“ liegen hinreichend viele Daten vor, dass die Varianzen des Fusionsfilters nach dem Start ohne Vorkenntnisse auf quasistationäres Niveau konvergieren (eingeschwungener Zustand), Messtörungen treten innerhalb dieser Startphase nicht auf. Die Teilstrecken A bis D sind hierbei Detailbetrachtungen von Ausschnitten aus einem zusammenhängenden Durchlauf des Filters mit den aufgezeichneten Daten.

Die Teilstrecke C mit Messdaten aus der Tunnelfahrt ist dabei nicht Teil der zur Auswertung in Versuchsreihe G verwendeten Gesamtstrecke. Der Streckenabschnitt C liegt in weiterer Distanz zu den anderen gezeigten Strecken, innerhalb der dazwischen liegenden Strecke kam es zu signifikanten Störungen des Referenzsystems, wie im Folgenden in Abschnitt 6.2.1 dargestellt. Eine Bewertung solcher Störungen ist in Versuchsreihe D gegeben. Eine Auswertung dieser Abschnitte als Teil der Gesamtstrecke würde zu verfälschten Bewertungen führen, daher werden diese Abschnitte nicht verwendet und der Tunnelabschnitt getrennt betrachtet.

6.1.4 Referenzsystem

Als Referenz wird das Messsystem „Genesys ADMA-G“ (*Automotive Dynamic Motion Analyzer*) eingesetzt. Dieses besteht aus einer Inertialmesseinheit mit closed-loop Faserkreislern und Servo-Beschleunigungsmessern sowie einem integrierten GPS-Empfänger. Erweitert ist das System mit einem optischen Correvit-S400-Sensor²¹² zur Messung der ebenen Übergrund-Geschwindigkeit des Fahrzeugs, und mit einem Empfänger für DGPS-Unterstützung über SAPOS.²¹³

Laut Datenblatt²¹⁴ des Herstellers werden für die in Abschnitt 6.1.3 ausgewählten Messgrößen folgende Unsicherheiten erreicht:

- Positionsgenauigkeit: zwischen 0,01 m bis 1,5 m, abhängig vom GPS-Empfänger und Betriebsmodus

²¹² siehe auch <http://www.corrsys-datron.com>, Stand März 2013

²¹³ siehe auch <http://www.sapos.de>, Stand März 2013

²¹⁴ siehe auch <http://www.genesys-adma.de>, Produktbeschreibung ADMA2-G-1, Stand Mai 2012

- Positionsfehler bei Wegfall von GPS für folgende Zeitspannen:
 - 10 s: 0,1 m RMS
 - 30 s: 0,6 m RMS
 - 60 s: 2,0 m RMS
- Geschwindigkeitsfehler: 0,0083 m/s RMS
- Geschwindigkeitsfehler bei Wegfall von GPS für folgende Zeitspannen:
 - 10 s: 0,01 m/s RMS
 - 30 s: 0,03 m/s RMS
 - 60 s: 0,07 m/s RMS

Das Referenzsystem wird, wie auch das Fusionsfilter, mit einer Abtastrate von 100 Hz betrieben. Zusätzlich zu den Referenzmessdaten werden deren aktuelle Unsicherheiten als Standardabweichungen ausgegeben. Der Referenz-Messpunkt wird rechnerisch in den in der IMU liegenden Messpunkt des Fusionsfilters verschoben, um eine direkte Vergleichbarkeit zu erhalten.

6.2 Verifikation des Fusionsfilters

Zur detaillierten Veranschaulichung der Leistungsfähigkeit des Fusionsfilters unter Verwendung aller Optimierungsmethoden werden für die in Abschnitt 6.1.3 und Tabelle 6-1 beschriebenen Testfälle folgende Zusammenhänge graphisch dargestellt:

- Vergleich der Trajektorien von Fusionsalgorithmus und Referenzsystem über die gefahrenen Strecken in der *East-North*-Ebene des Navigationskoordinatensystems²¹⁵. Zur vereinfachten Darstellung wird der Ursprung des Graphen auf den Punkt (0,0) verschoben.
- Ebene *East-North*-Positionsdivergenz zwischen Fusionsalgorithmus und Referenz mit überlagerter Gesamtunsicherheit im 3σ -Bereich, entsprechend 99,7% aller Werte bei Annahme einer Normalverteilung. Die Zeitskala ist auf Null im Graphenursprung festgelegt. Unter der Annahme von vernachlässigbaren Korrelationen berechnen sich die Werte wie folgt:
 - Ebene Positionsabweichung $\Delta\hat{\Phi}_{e,n}$:

$$\Delta\hat{\Phi}_{e,n} = \sqrt{(\hat{\Phi}_{n,e}^{Algo} - \hat{\Phi}_{n,e}^{Ref})^2 + (\hat{\Phi}_{n,n}^{Algo} - \hat{\Phi}_{n,n}^{Ref})^2} \quad (6.1)$$

²¹⁵ Siehe Abschnitt 2.1

- Gesamtunsicherheit der Abweichung / 3-Sigma-Bereich $3\sigma_{e,n}$:

$$3\sigma_{\hat{\Phi},e,n} = 3 \cdot \sqrt{\sigma_{\hat{\Phi},n,e}^{Algo^2} + \sigma_{\hat{\Phi},n,n}^{Algo^2} + \sigma_{\hat{\Phi},n,e}^{Ref^2} + \sigma_{\hat{\Phi},n,n}^{Ref^2}} \quad (6.2)$$

Mit:

$\hat{\Phi}_{n,e}^{Algo}$ und $\sigma_{\hat{\Phi},n,e}^{Algo^2}$: *East*-Komponente der Position und zugehörige Varianz aus dem Fusionsfilter, hierbei ist $\sigma_{\hat{\Phi},n,e}^{Algo^2} = \mathbf{P}_k^+(7,7)$.

$\hat{\Phi}_{n,n}^{Algo}$ und $\sigma_{\hat{\Phi},n,n}^{Algo^2}$: *North*-Komponente der Position und zugehörige Varianz aus dem Fusionsfilter, hierbei ist $\sigma_{\hat{\Phi},n,E}^{Algo^2} = \mathbf{P}_k^+(8,8)$.

$\hat{\Phi}_{n,e}^{Ref}$ und $\sigma_{\hat{\Phi},n,e}^{Ref^2}$: *East*-Komponente der Position und zugehörige Varianz aus dem Referenzmesssystem

$\hat{\Phi}_{n,n}^{Ref}$ und $\sigma_{\hat{\Phi},n,n}^{Ref^2}$: *North*-Komponente der Position und zugehörige Varianz aus dem Referenzmesssystem

- Vergleich der Geschwindigkeiten von Fusionsalgorithmus und Referenzsystem über die gefahrenen Strecken in der x - y -Ebene des fahrzeugfesten Koordinatensystems. Die Zeitskala ist auf Null im Graphenursprung festgelegt.
- Ebene x - y -Geschwindigkeitsdifferenz zwischen Fusionsalgorithmus und Referenz mit überlagerter Gesamtunsicherheit im 3σ -Bereich, entsprechend 99,7% aller Werte bei Annahme einer Normalverteilung. Die Zeitskala ist auf Null im Graphenursprung festgelegt. Die Werte berechnen sich unter Vernachlässigung von Korrelationen wie folgt:

- Abweichung $\Delta\hat{v}_{x,y}$:

$$\Delta\hat{v}_{x,y} = \sqrt{(\hat{v}_{b,x}^{Algo} - \hat{v}_{b,x}^{Ref})^2 + (\hat{v}_{b,y}^{Algo} - \hat{v}_{b,y}^{Ref})^2} \quad (6.3)$$

- Gesamtunsicherheit / 3-Sigma-Bereich $3\sigma_{E,N}$:

$$3\sigma_{\hat{v},x,y} = 3 \cdot \sqrt{\sigma_{\hat{v},b,x}^{Algo^2} + \sigma_{\hat{v},b,y}^{Algo^2} + \sigma_{\hat{v},b,x}^{Ref^2} + \sigma_{\hat{v},b,y}^{Ref^2}} \quad (6.4)$$

Mit:

$\hat{v}_{b,x}^{Algo}$ und $\sigma_{\hat{v},b,x}^{Algo^2}$: x -Komponente der Geschwindigkeit und zugehörige Varianz aus dem Fusionsfilter, hierbei ist $\sigma_{\hat{v},b,y}^{Algo^2} = \mathbf{P}_k^+(4,4)$.

$\hat{v}_{b,y}^{Algo}$ und $\sigma_{\hat{v},b,y}^{Algo^2}$: y -Komponente der Geschwindigkeit und zugehörige Varianz aus dem Fusionsfilter, hierbei ist $\sigma_{\hat{v},b,y}^{Algo^2} = \mathbf{P}_k^+(5,5)$.

$\hat{v}_{b,x}^{Ref}$ und $\sigma_{\hat{v},b,x}^{Ref\ 2}$: x -Komponente der Geschwindigkeit und zugehörige Varianz aus dem Referenzmesssystem

$\hat{v}_{b,y}^{Ref}$ und $\sigma_{\hat{v},b,y}^{Ref\ 2}$: y -Komponente der Geschwindigkeit und zugehörige Varianz aus dem Referenzmesssystem

6.2.1 Störungen des Referenzsystems

Bei dem in Abschnitt 6.1.4 beschriebenen Referenzsystem wurden bei den durchgeführten Versuchen Störungen beobachtet. Insbesondere bei der ausgegebenen Trajektorie sind unplausible Verläufe und signifikante Fehler aufgefallen, wie in Abbildung 6-2 gezeigt. Hierbei ist der Verlauf der vom Fusionsfilter ausgegebenen Trajektorie in Bezug auf den realen Straßenverlauf als qualitativ richtig zu werten, während das Referenzsystem von Störungen betroffen ist. Die Größenordnung der Störungen ist auch aus Tabelle 6-3, Versuch D1, zu entnehmen. Die hierbei vom Referenzsystem ausgegebenen, auf den 3σ -Bereich umgerechneten Unsicherheiten der Position sind zwar an den von Störungen betroffenen Bereichen erhöht, jedoch im Absolutwert unrealistisch niedrig berechnet. Als Ursache wird vermutet, dass das Referenzsystem bei der gegebenen Verfügbarkeit von DGPS-Korrekturdaten durch SAPOS grundsätzlich von einer verbesserten Genauigkeit ausgeht. Durch DGPS nicht korrigierbare Störungen, die nur den mobilen Empfänger betreffen, werden offensichtlich nicht oder nicht in hinreichendem Maße erkannt. Obwohl bei der Geschwindigkeit, wie in Abbildung 6-5 erkennbar, keine signifikanten Störungen auftreten, ist der im Folgenden gezeigte, über die Versuchsdauer konstante Verlauf der Geschwindigkeitsunsicherheit ebenso als fragwürdig einzustufen.

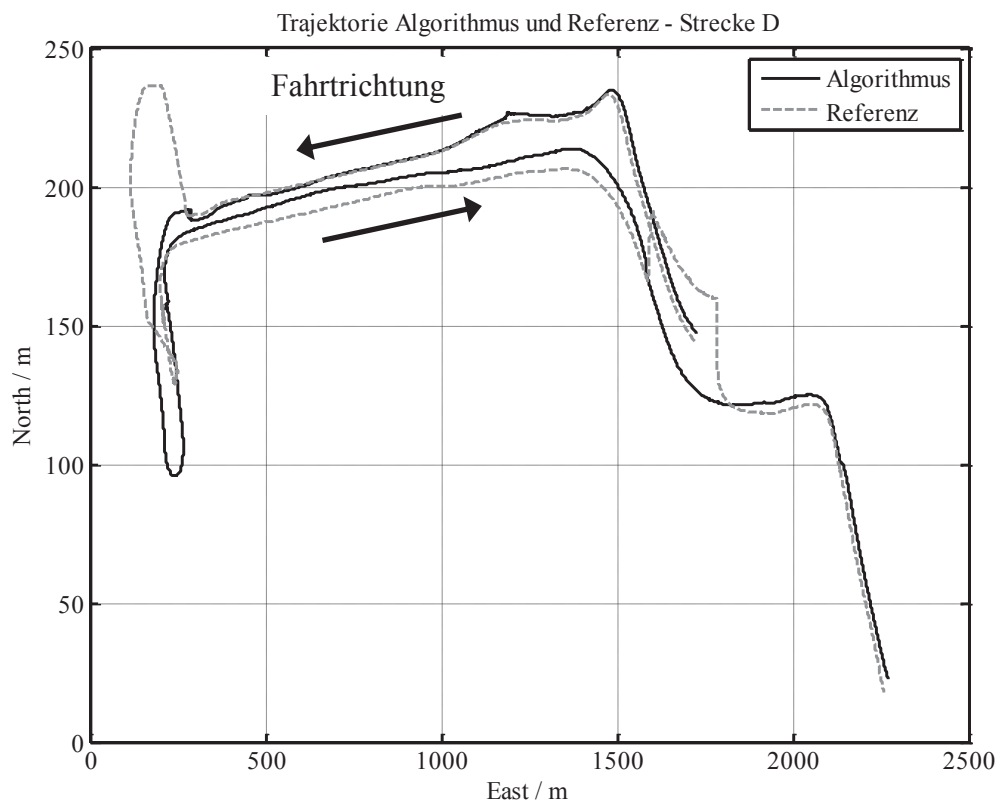


Abbildung 6-2: Trajektorie Versuch D1

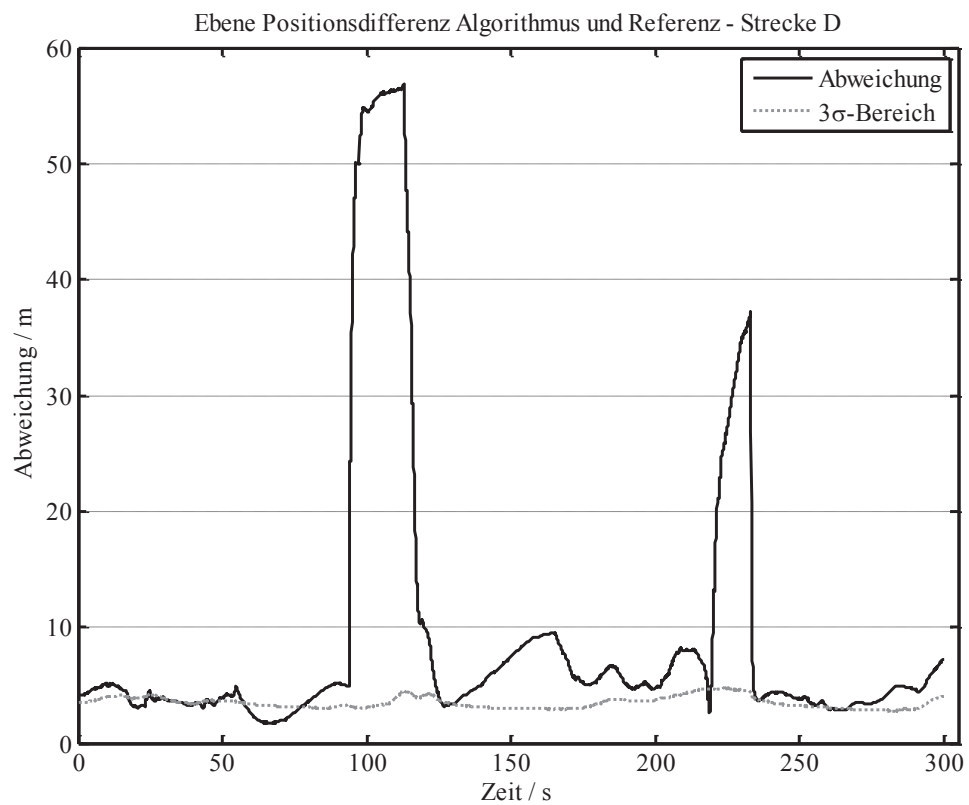


Abbildung 6-3: Positionsdivergenz Versuch D1

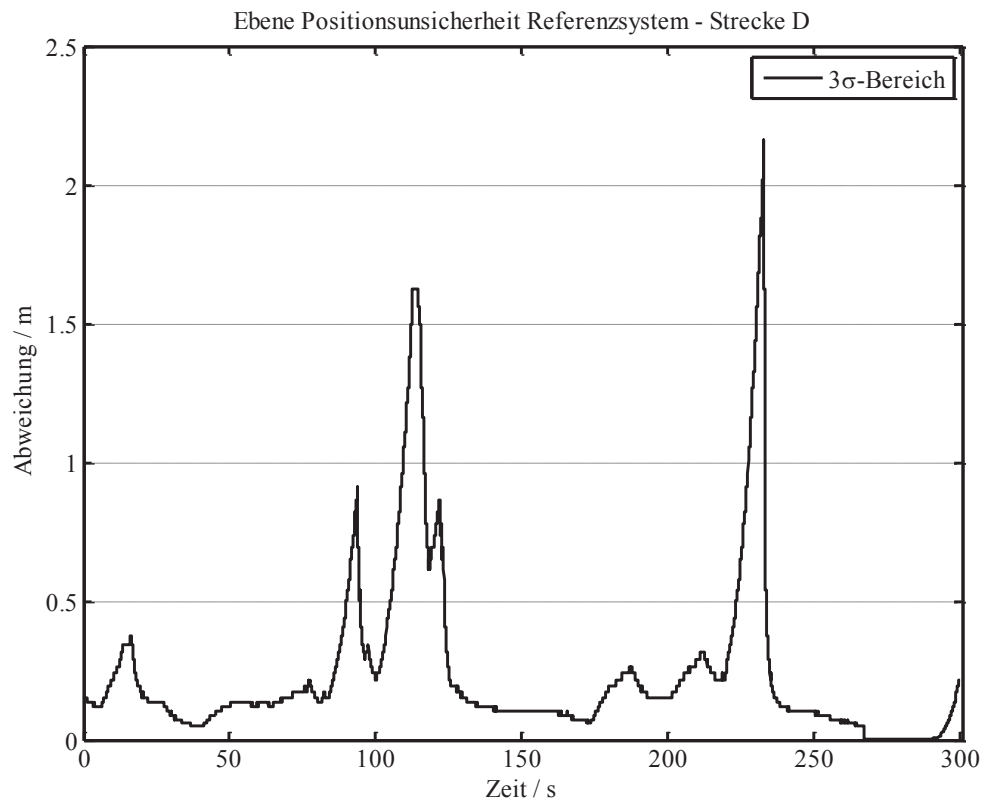


Abbildung 6-4: Ausgegebene Positionsunsicherheit Referenzsystem Versuch D1

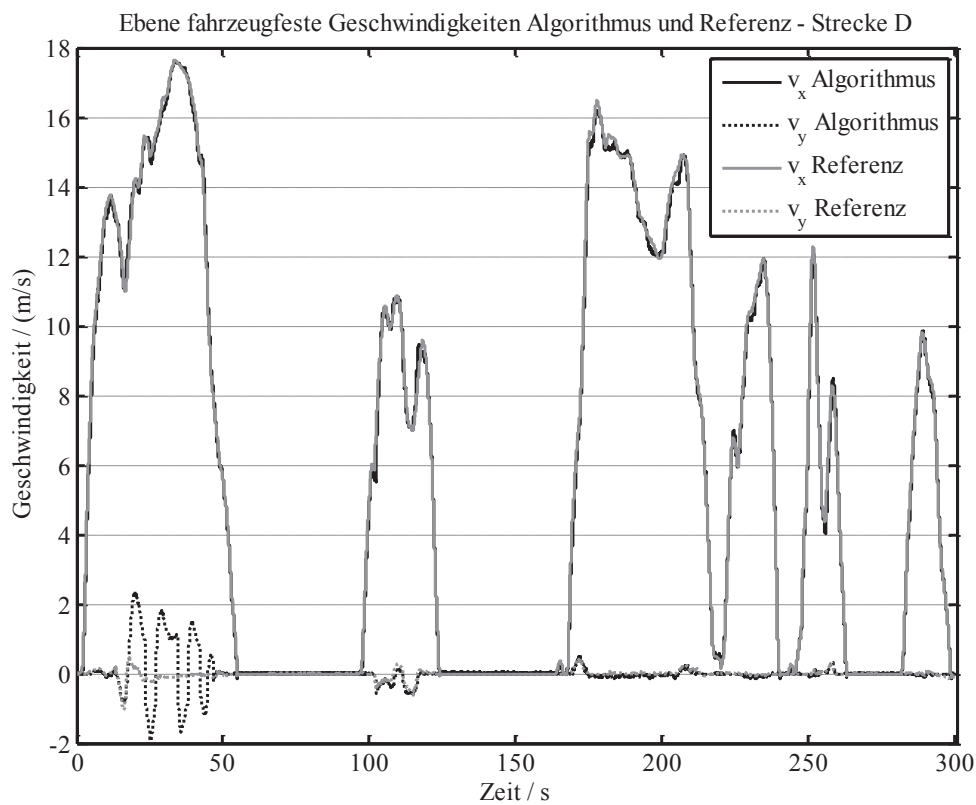


Abbildung 6-5: Geschwindigkeiten Versuch D1

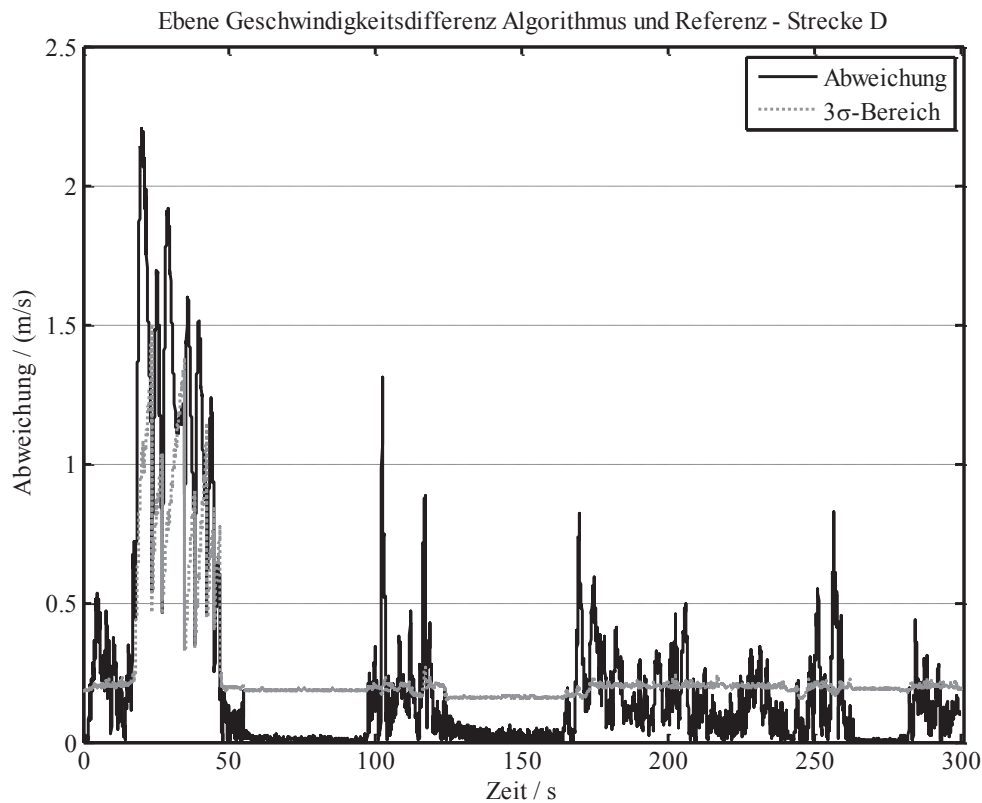


Abbildung 6-6: Geschwindigkeitsdifferenz Versuch D1

Die Geschwindigkeitsunsicherheit des Referenzsystems im Versuch D1 lag über die gesamte Versuchsdauer bei konstant $5,4 \cdot 10^{-3}$ m für einen 3σ -Bereich.

Die vom Referenzsystem ausgegebenen Unsicherheiten in den Versuchsreihen G und A - C liegen in vergleichbarer Größenordnung wie bei Strecke D gezeigt. Die Unsicherheit der Geschwindigkeit nimmt dabei lediglich drei diskrete Werte an. Kleinere Störungen im Bereich unter 5 m, wie beispielsweise unplausible, sprunghafte Verläufe beim Anfahren, treten auf der Gesamtstrecke mehrfach auf, ohne dass eine Entsprechung in den berechneten Unsicherheiten des Referenzsystems erkennbar ist. Häufig ist dies bei GPS-Störungen der Fall und tritt gleichzeitig in ähnlicher Größenordnung beim Fusionsfilter auf.

Beim Vergleich der Abweichungen zwischen Algorithmus und Referenz werden die häufig unrealistisch niedrigen Unsicherheiten der Referenz als eine Ursache für die zu niedrigen Gesamt-Unsicherheiten vermutet. Dies ist in Abschnitt 6.2.2 gezeigt. Die ausgegebenen Unsicherheiten der Referenz entsprechen zwar im Allgemeinen der in Abschnitt 6.1.4 genannten Spezifikation, sind aber aus den genannten Gründen nur eingeschränkt vertrauenswürdig.

Eine Bewertung der Leistungsfähigkeit des Fusionsfilters ist daher im Bereich signifikanter Abweichungen zur Referenz nur nach einer Prüfung der Referenz auf Plausibilität zulässig.

Dies ist in den Abschnitt 6.2.2 gezeigten Versuchen erfolgt. Im Bereich kleiner, häufig gleichzeitig auftretender Störungen beider Systeme lassen sich die Abweichungen jedoch nicht eindeutig zuordnen.

6.2.2 Ergebnisse vollständiger Algorithmus

Zunächst werden die Ergebnisse entsprechend Abschnitt 6.2 für den Fusionsalgorithmus mit vollständig aktivierten Optimierungen im Vergleich mit dem Referenzmesssystem dargestellt. Dies entspricht den Versuchen G1, A1, B1 und C1 aus Tabelle 6-1.

Im Folgenden sind die Ergebnisse der Gesamtstrecke gezeigt.

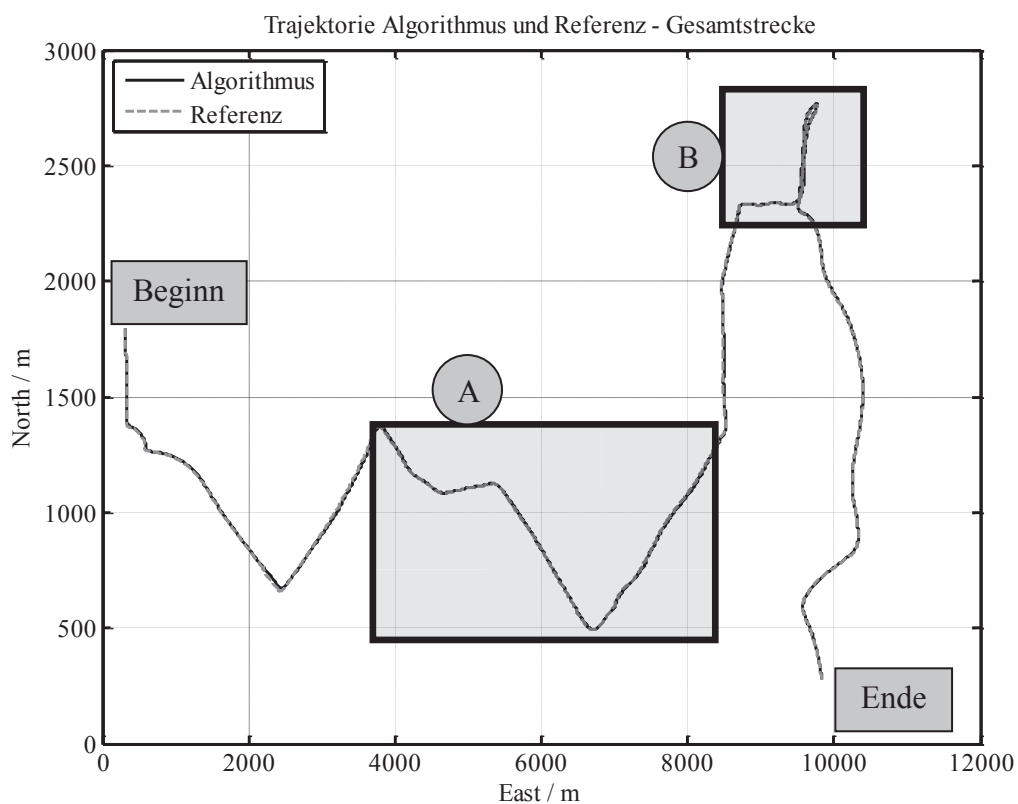


Abbildung 6-7: Trajektorie Versuch G1

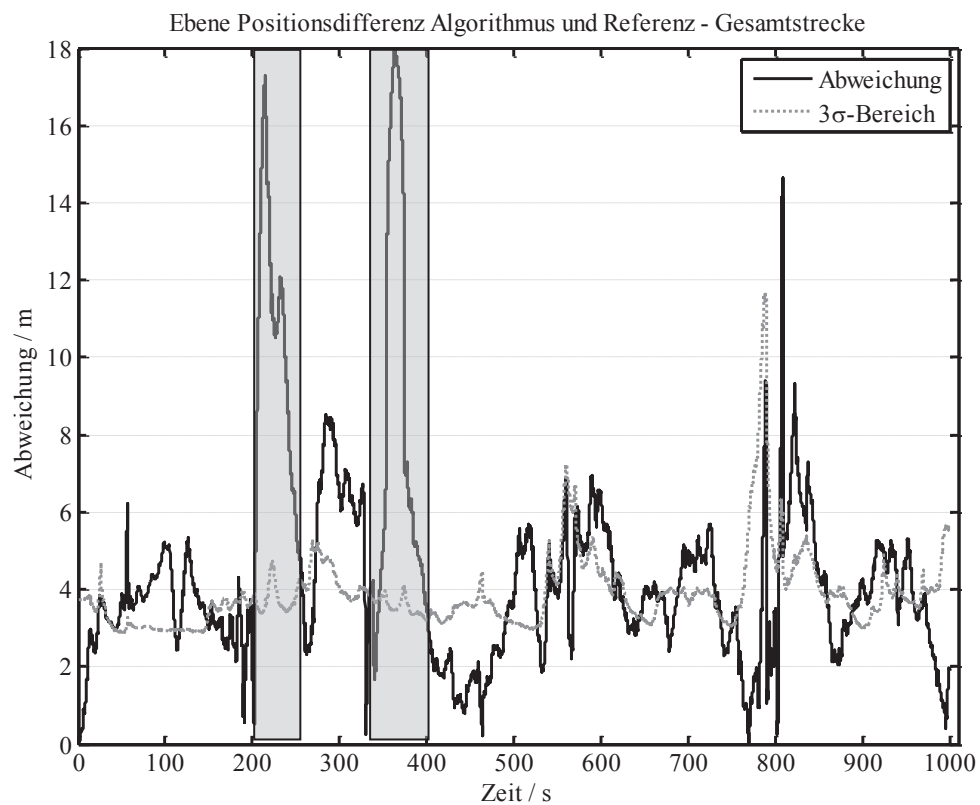


Abbildung 6-8: Positionsdifferenz Versuch G1

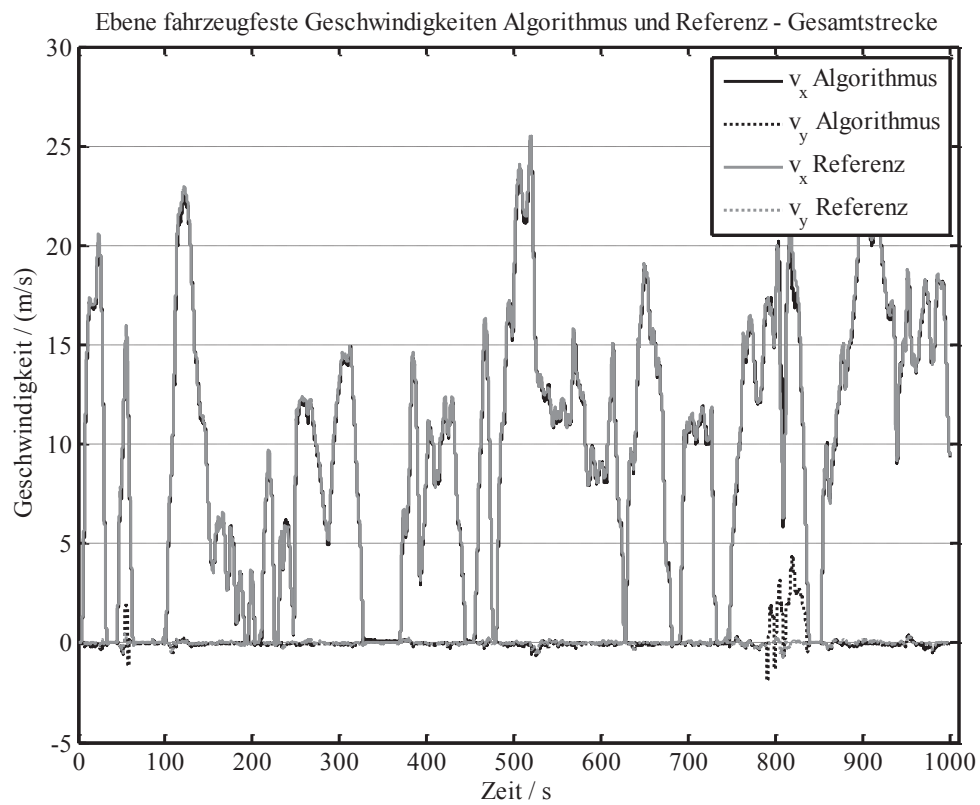


Abbildung 6-9: Geschwindigkeiten Versuch G1

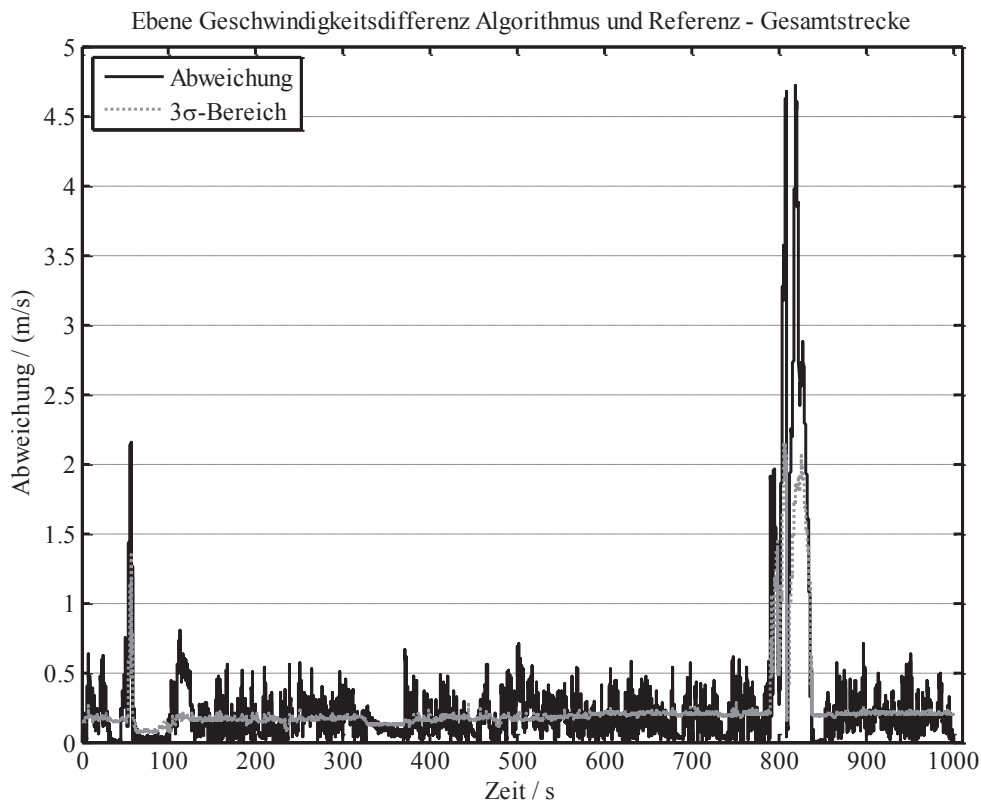


Abbildung 6-10: Geschwindigkeitsdifferenz Versuch G1

Die gezeigten Ergebnisse stellen einen Überblick über die Gesamtstrecke dar. In Abbildung 6-7 sind die Teilstrecken A und B markiert, die im Folgenden im Detail gezeigt werden. Teilstrecke A befindet sich hierbei im Zeitbereich von 370 bis 620 Sekunden, Teilstrecke B im Bereich der signifikanten Störung von 770 bis 870 Sekunden.

Die beiden in Abbildung 6-8 markierten Abweichungsmaxima in den Bereichen zwischen 200 bis 250 Sekunden und 320 bis 380 Sekunden sind, wie aus Abbildung 6-9 hervorgeht, in Bereichen mit Stillständen aufgetreten. In diesen Bereichen ist eine Ermittlung der Ursachen nur eingeschränkt möglich, da das Referenzsystem bekanntermaßen über eine Stillstandserkennung verfügt, wodurch die ausgegebene Position in diesem Fall konstant gehalten wird. Das Fusionsfilter führt keine Umschaltung des Betriebsmodus durch, daher kommen sowohl eine Stillstandsdrift des Fusionsfilters als auch ein vorangegangener, im Stillstand aber nicht korrigierter Positionsfehler des Referenzsystems als Ursache in Frage. Siehe hierzu auch Abschnitt 6.2.1.

Im Folgenden sind die Ergebnisse des Streckenabschnitts A dargestellt.

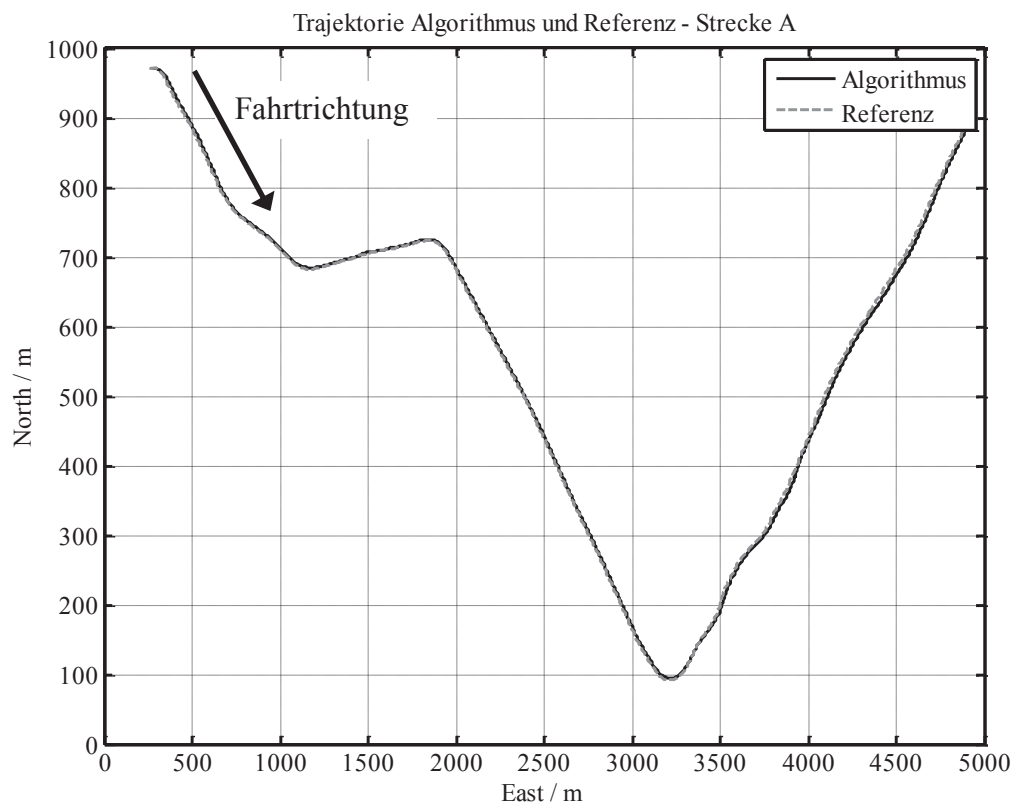


Abbildung 6-11: Trajektorie Versuch A1

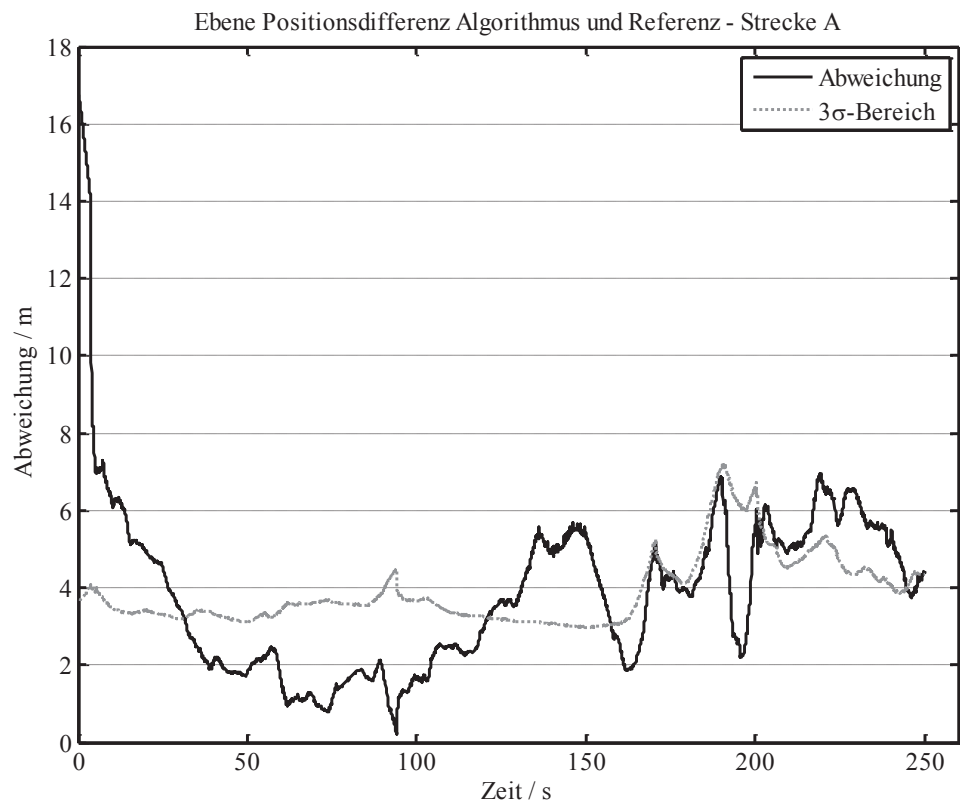


Abbildung 6-12: Positionsdivergenz Versuch A1

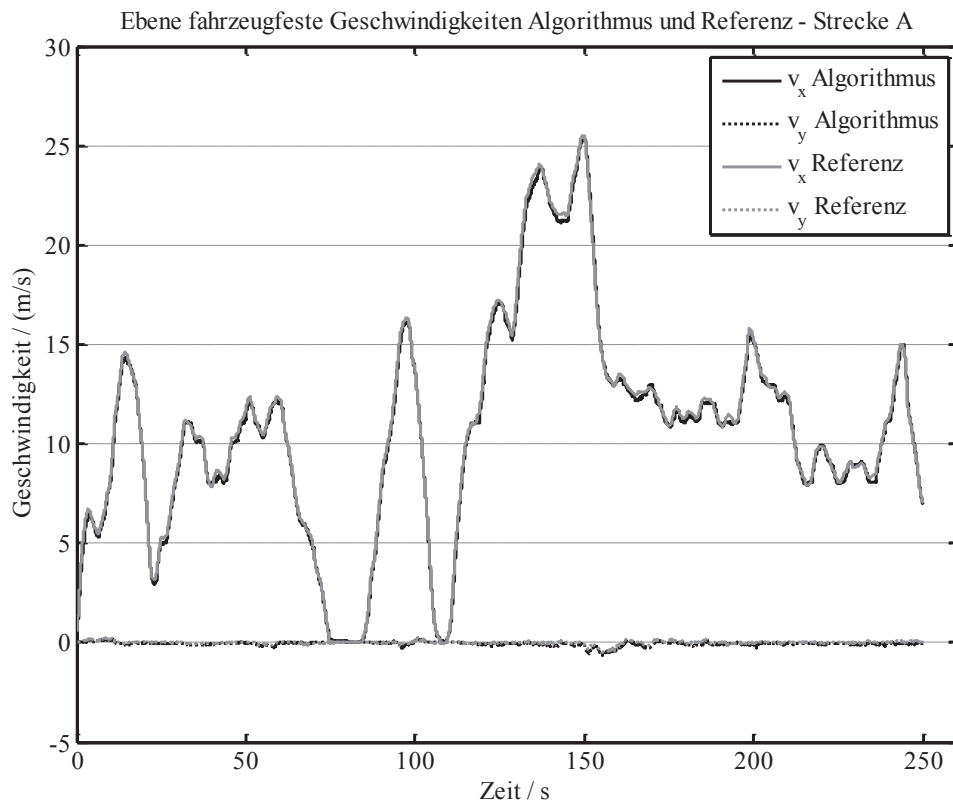


Abbildung 6-13: Geschwindigkeiten Versuch A1

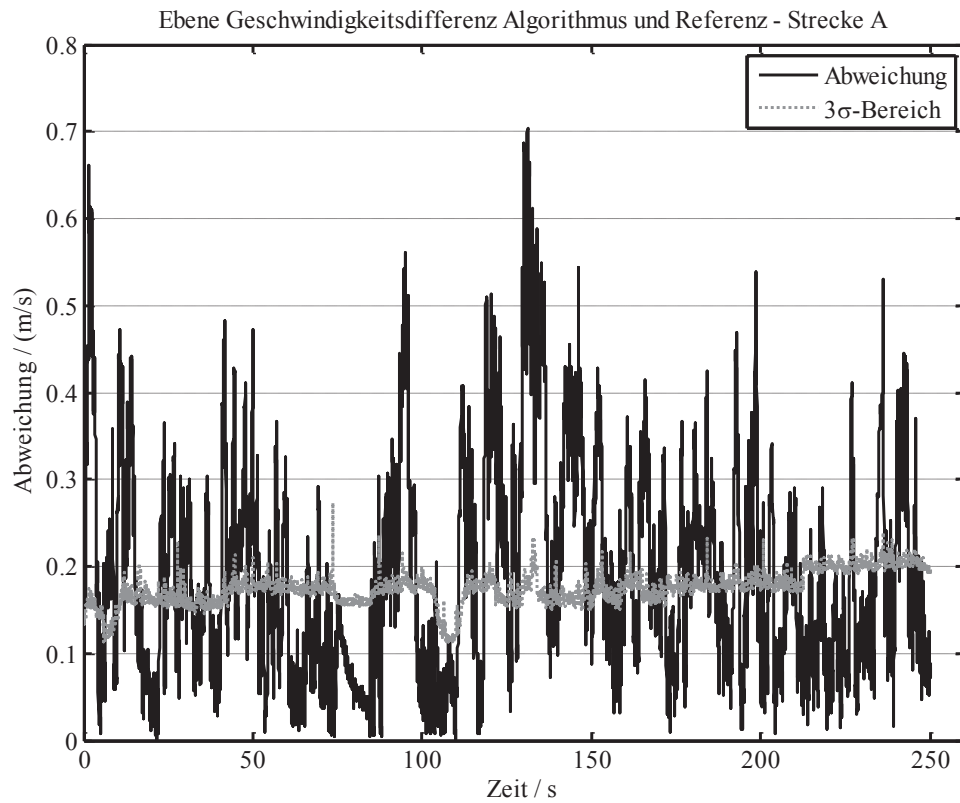


Abbildung 6-14: Geschwindigkeitsdifferenz Versuch A1

In Abwesenheit von signifikanten Störungen ist aus Abbildung 6-11 und Abbildung 6-13 eine Übereinstimmung von Fusionsfilter und Referenzsystem ohne Ausreißer und signifikante Differenzen über einen für Stadt- und Überlandfahrten typischen Geschwindigkeitsbereich zwischen 0 m/s und 26 m/s erkennbar. Die zu Beginn des Abschnitts überhöhte Positionsdivergenz, erkennbar in Abbildung 6-12, ist die bereits in Versuch G1 erwähnte Abweichung im Stillstand. Ansonsten ist der Verlauf der Trajektorie und der Geschwindigkeiten sowohl vom Fusionsfilter als auch vom Referenzsystem auf einem vergleichbaren Niveau bezüglich Genauigkeit und Störungen.

Aus Abbildung 6-12 und Abbildung 6-14 ist weiterhin zu erkennen, dass die Varianz einen im qualitativen Vergleich zur Abweichung plausiblen Verlauf zeigt, jedoch für ein Unsicherheitsniveau von 3σ deutlich zu niedrig ist. Eine mögliche Ursache für diesen Effekt ist eine zu niedrige Schätzung der Systemunsicherheiten des Filters, beispielsweise durch die Vernachlässigung von Korrelationen zwischen den Messgrößen. Da die vom Referenzsystem ausgegebenen und zur Bestimmung des Unsicherheitsniveaus verwendeten Standardabweichungen, wie in Abschnitt 6.2.1 gezeigt, erheblich zu niedrig und teilweise unplausibel sind, lässt sich die Ursache der zu niedrigen Unsicherheiten hierbei nicht eindeutig einem der beiden Systeme zuordnen.

Im Folgenden sind die Ergebnisse des Streckenabschnitts B dargestellt.

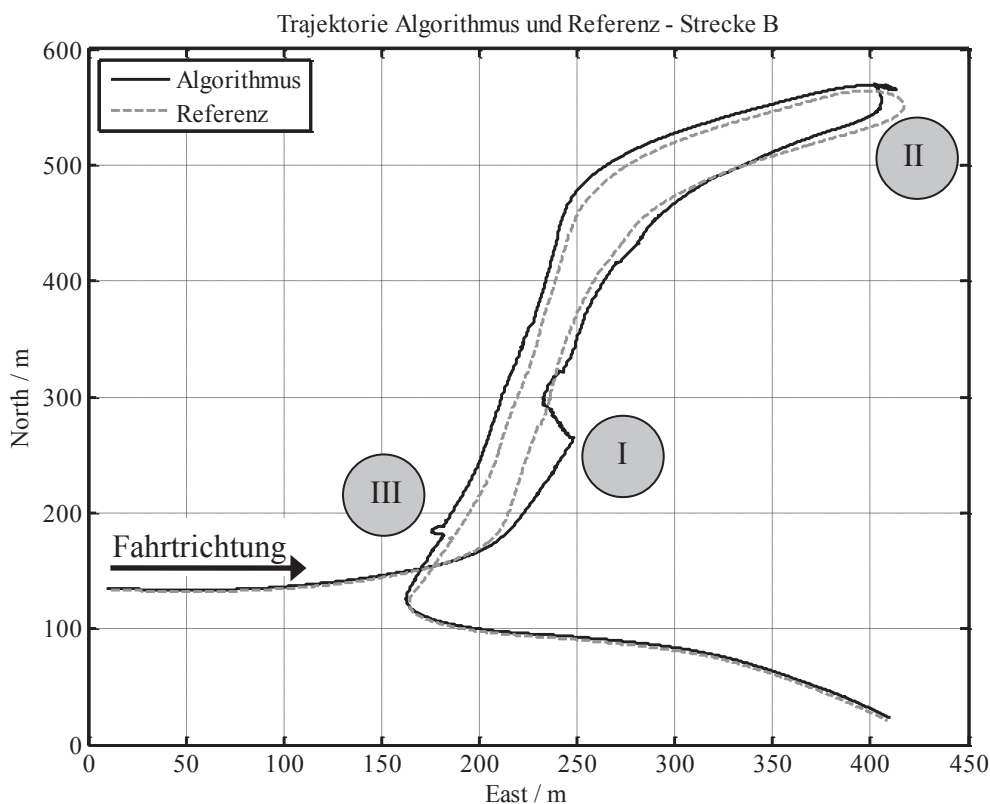


Abbildung 6-15: Trajektorie Versuch B1

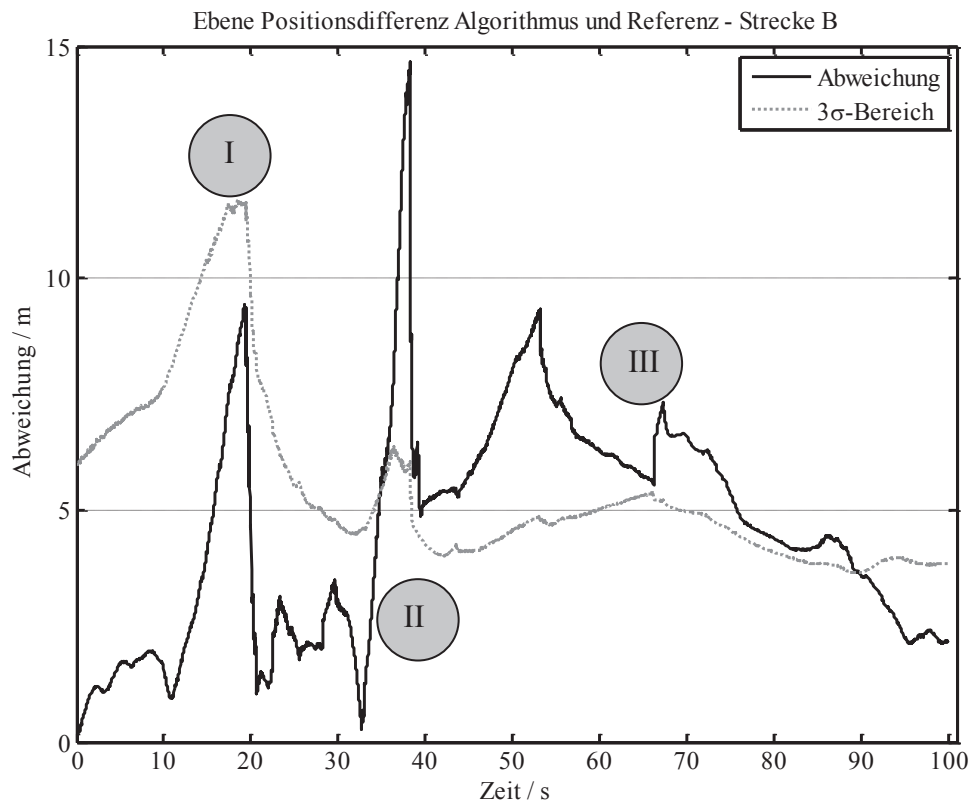


Abbildung 6-16: Positionsdifferenz Versuch B1

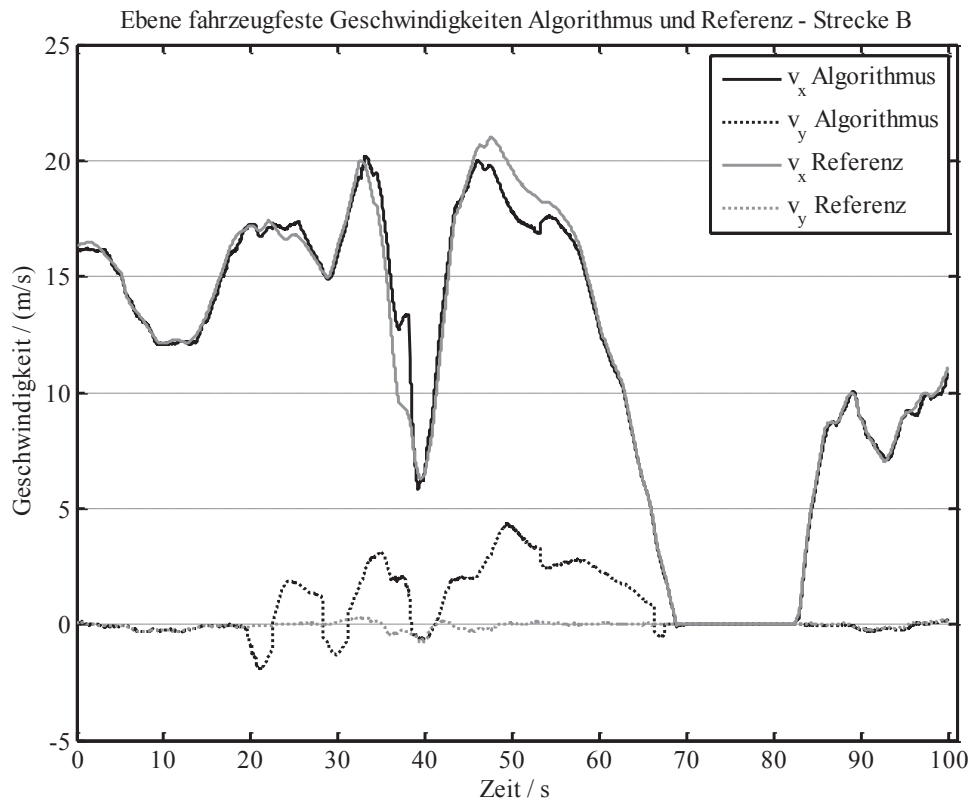


Abbildung 6-17: Geschwindigkeiten Versuch B1

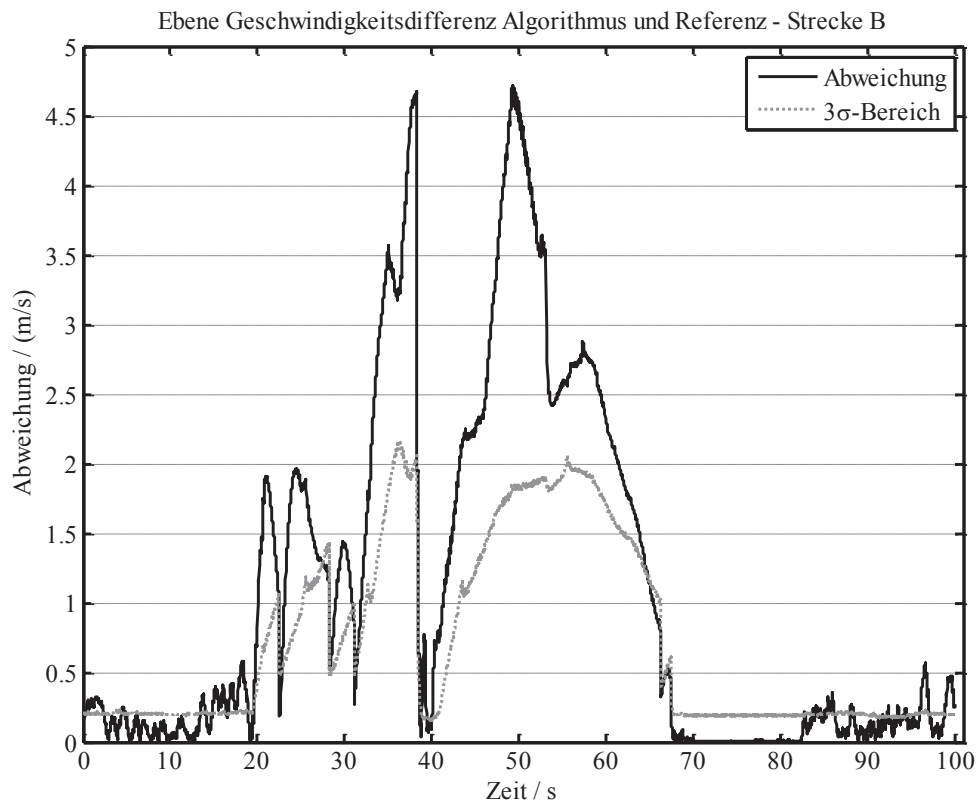


Abbildung 6-18: Geschwindigkeitsdifferenz Versuch B1

In Abbildung 6-15 und Abbildung 6-17 ist erkennbar, dass insbesondere die Fahrzeugquergeschwindigkeit $\hat{v}_{b,y}$ und die Querablage der fusionierten Position zur Referenztrajektorie von Störungen betroffen sind. Ein Vergleich der Referenztrajektorie mit Kartendaten zeigt einen plausiblen Verlauf, so dass davon ausgegangen wird, dass nicht das Referenzsystem von der Störung betroffen ist. Signifikante Störungen sind in Abbildung 6-15 mit I, II und III markiert, ebenso die korrespondierenden Abweichungen von der Referenz in Abbildung 6-16. Als Ursachen für diese nicht von der Plausibilisierung entfernten Störungen kommen Fehler mit gleicher Ursache oder zufällige Fehler mit ähnlicher Auswirkung in Frage. Die Empfindlichkeit auf solche Störungen ist insbesondere erhöht, wenn Situationen mit nur wenigen Vergleichswerten zur Plausibilisierung, und eine durch vorhergehende Nichtverfügbarkeit von Korrekturmessungen angestiegene Systemunsicherheiten auftreten. In diesem Versuch beginnt die Störung nach der Ausfahrt aus einer Unterführung, es ist daher davon auszugehen, dass unter den ersten GPS-Messungen nach der Reakquisition mit nur wenigen beobachtbaren Satelliten Störungen durch beispielsweise Mehrwegeempfang enthalten waren. Nicht erkannte und daher als Korrekturen angebrachte gestörte Messungen führen zu Fehlern im Basissystem und einem dazu unplausiblen Absinken der Systemunsicherheit. Im schlechtesten Fall werden als weitere Folge ungestörte, aber zum fehlerbehafteten Basissystem inkonsistente Messungen zeitweilig verworfen. Daraus folgt eine eingeschränkte Beobachtbarkeit der Zustände, die zu einem Anstieg der Systemunsicherheit und damit

auch der Fehlergrenzen der Plausibilisierung führt. Dadurch werden ungestörte Folge-messungen wieder zur Korrektur verwendet, so dass das Fusionsfilter am Ende von Versuch B die Störung ausgeregelt hat.

Somit ist verifiziert, dass die Anpassung der Plausibilisierungs-Schwellwerte an die Mess- und Systemunsicherheiten funktionsfähig ist und auch im gestörten Fall zu einer stabilen Ausregelung ohne das Auftreten von signifikanten Überschwingern in der Lage ist. Dennoch ist bei der weiteren Verarbeitung von Ausgabewerten des Fusionsfilters zu beachten, dass die Plausibilisierung in Einzelsituationen Störungen nicht erkennt. Die stabile Ausregelung von solchen Störungen setzt eine mit dem stochastischen Modell des Filters abgestimmte Parametrierung der Plausibilisierung voraus. Für einen möglichen Einsatz in der Serie und sicherheitskritischen Systemen ist diese Parametrierung daher anhand der für den Einsatzzweck geltenden Anforderungen zu validieren.

Im Folgenden sind die Ergebnisse des Streckenabschnitts C dargestellt.

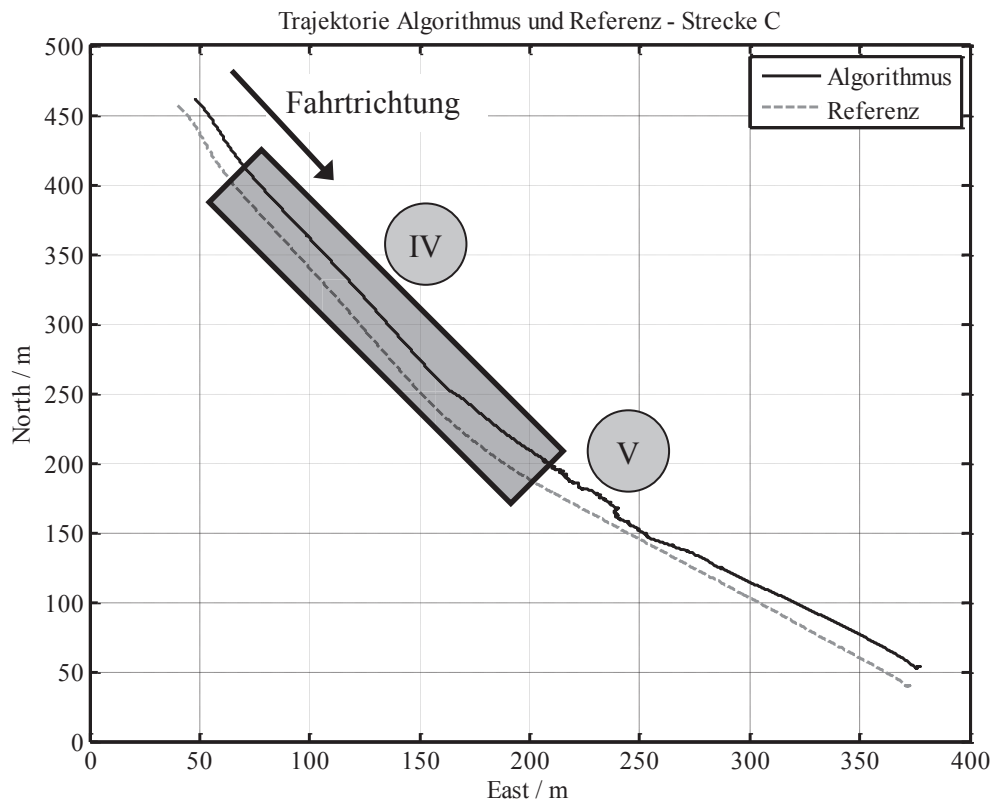


Abbildung 6-19: Trajektorie Versuch C1

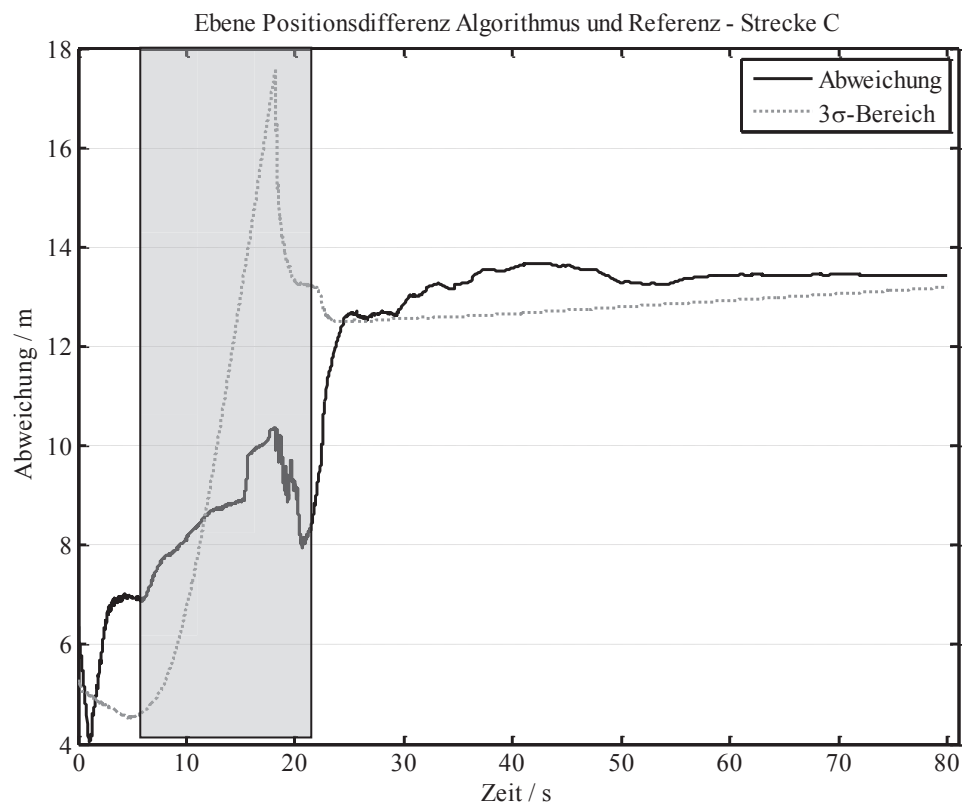


Abbildung 6-20: Positionsdifferenz Versuch C1

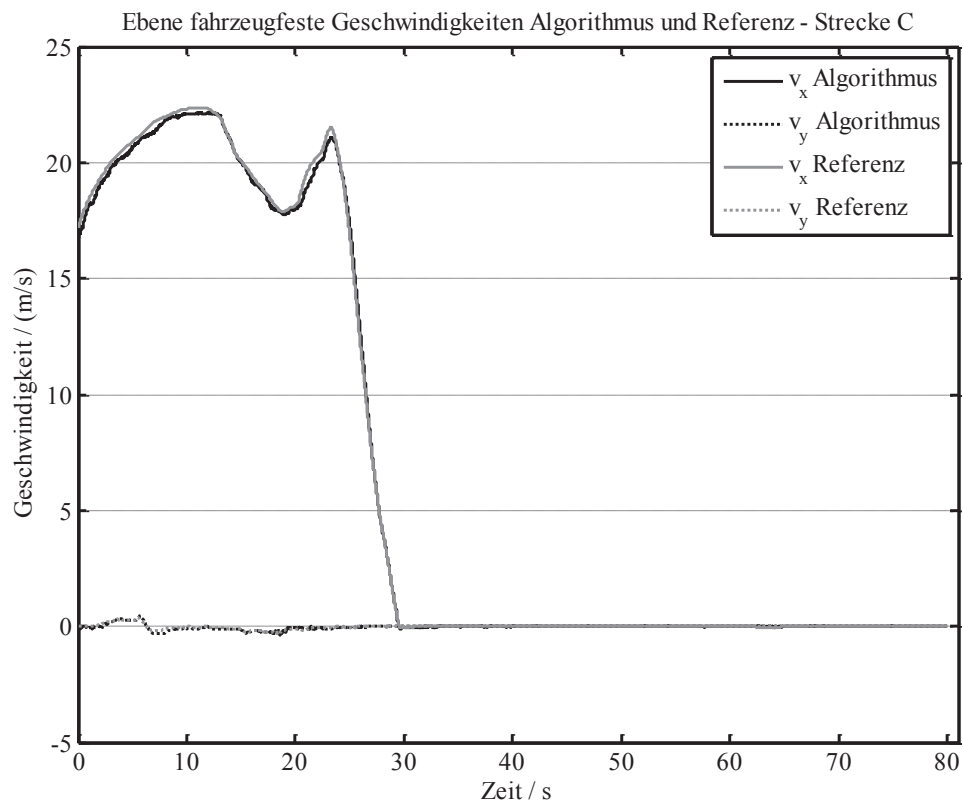


Abbildung 6-21: Geschwindigkeiten Versuch C1

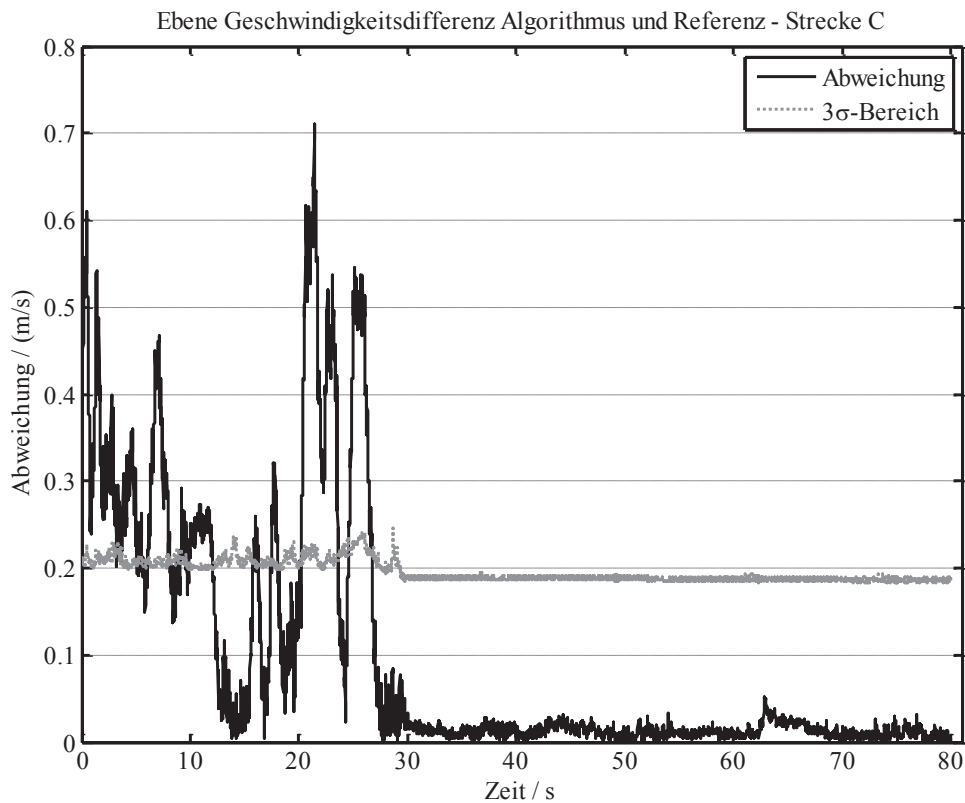


Abbildung 6-22: Geschwindigkeitsdifferenz Versuch C1

Die in Abbildung 6-19 im Bereich IV und Abbildung 6-21 gezeigte Tunnelfahrt mit anschließendem Stillstand zeigt keine signifikante Störung in Position und Geschwindigkeit, weder beim Fusionsfilter noch beim Referenzsystem. Wie auch bei Versuch A ist der Verlauf der Unsicherheiten von Positions- und Geschwindigkeitsdifferenz qualitativ richtig, aber vom Wert her eindeutig zu niedrig. Somit ist die bei Versuch A getroffene Vermutung der vom Fusionsfilter zu niedrig geschätzten Varianzen zwar bekräftigt, jedoch aufgrund des in Abschnitt 6.2.1 gezeigten fehlerhaften Verhaltens des Referenzsystems nicht quantifizierbar. Insbesondere ist in Abbildung 6-20 der Anstieg der Positionsunsicherheit im eingezeichneten Tunnelbereich zwischen der Einfahrt bei ca. 6 Sekunden Versuchslaufzeit und bis kurz vor der Ausfahrt bei der Reakquisition von GPS bei ca. 18 Sekunden Laufzeit zu erkennen. Während dieser Zeit wird die Position durch Koppelnavigation über das Basissystem weitergeführt, Korrekturen finden aber weiterhin durch die Geschwindigkeitsmessungen der Odometrie statt. Daher ist kein Anstieg der Geschwindigkeitsunsicherheiten in Abbildung 6-18 erkennbar. Anders als in Versuch B tritt bei der Reakquisition des GPS keine signifikante Störung auf, dennoch ist während der Phase des Absinkens in Bereich V der Unsicherheiten zwischen 18 und 20 Sekunden ein erhöhter Positionsfehler erkennbar.

Im Folgenden sind in Tabelle 6-2 die Ergebnisse des vollständigen Algorithmus anhand der in Abschnitt 6.1.3 ausgewählten Maße gezeigt.

Tabelle 6-2: Ergebnisse vollständiger Algorithmus

Nr.	Ebene Positionsdivergenz in m					Ebene Geschwindigkeitsdivergenz in m/s				
	σ	μ	ε_{Q50}	ε_{RMS}	ε_{Max}	σ	μ	ε_{Q50}	ε_{RMS}	ε_{Max}
G1	2,89	4,45	3,85	5,31	17,0	0,51	0,28	0,15	0,58	4,72
A1	2,27	3,89	3,87	4,5	16,77	0,12	0,19	0,17	0,23	0,7
B1	2,42	4,57	4,44	5,17	14,66	1,29	1,09	0,34	1,69	4,72
C1	2,5	11,81	13,29	12,07	13,68	0,15	0,1	0,02	0,17	0,71

Diese Werte geben eine Übersicht über die Leistungsfähigkeit des in den Abschnitten 4.3, 4.4 und 4.5 hergeleiteten und mit den Verbesserungen aus den Abschnitten 4.7, 4.8 und 4.9 erweiterten integrierten Navigationssystems. Hierbei wird sowohl die Leistung über eine heterogene, verschiedene repräsentative Situationen enthaltende Gesamtstrecke in Versuch G1, als auch in Bezug auf typische Einzelsituationen in den Versuchen A1 - C1 gezeigt.

6.2.3 Vergleich: Ergebnisse bei Deaktivierung einzelner Verbesserungen

Im Folgenden werden die Ergebnisse des Fusionsfilters anhand der in Tabelle 6-1 spezifizierten Versuche zu Veränderungen der Kennwerte bei Abschaltung einzelner Optimierungen verglichen und bewertet. Als Referenz dienen die in Tabelle 6-2 gezeigten Leistungsdaten des Fusionsfilters mit allen aktiven Verbesserungen. Im Vergleich bedeutet hierbei eine

dunkelgraue Hinterlegung eine Verschlechterung oder einen Gleichstand, und eine

hellgraue Hinterlegung eine Verbesserung gegenüber den jeweils

fett dargestellten Ergebnissen des vollständigen Algorithmus aus Tabelle 6-2.

Die relative Vergleichbarkeit der jeweils zu einer betrachteten Strecke gehörigen Ergebnisse ist trotz der in Abschnitt 6.2.1 beschriebenen Einschränkungen der Referenzmessungen gegeben, da diesen die jeweils identische Rohdaten- und Referenzmessung zugrunde liegt.

Tabelle 6-3: Kennwerte der Leistungsfähigkeit

	Ebene Positionsdivergenz in m					Ebene Geschwindigkeitsdivergenz in m/s				
Nr.	σ	μ	ε_{Q50}	ε_{RMS}	ε_{Max}	σ	μ	ε_{Q50}	ε_{RMS}	ε_{Max}
G1	2,89	4,45	3,85	5,31	17,0	0,51	0,28	0,15	0,58	4,72
G2	2,95	5,54	5,17	6,27	17,49	0,29	0,23	0,15	0,38	2,39
G3	4,12	5,41	4,0	6,8	27,27	0,36	0,22	0,14	0,42	4,09
G4	3,21	6,21	5,7	6,99	17,72	0,18	0,25	0,23	0,3	1,02
A1	2,27	3,89	3,87	4,5	16,77	0,12	0,19	0,17	0,23	0,7
A2	2,56	4,83	4,32	5,47	15,94	0,15	0,21	0,18	0,26	0,87
A3	3,28	4,53	3,84	5,59	17,41	0,13	0,19	0,17	0,23	0,71
A4	2,97	5,49	4,37	6,25	16,28	0,16	0,28	0,25	0,32	0,97
B1	2,42	4,57	4,44	5,17	14,66	1,29	1,09	0,34	1,69	4,72
B2	0,99	3,37	3,17	3,51	8,84	0,69	0,62	0,27	0,93	2,39
B3	6,05	9,34	6,79	11,13	27,27	0,94	0,57	0,15	1,1	4,09
B4	1,26	4,14	3,87	4,32	9,98	0,18	0,25	0,25	0,31	0,8
C1	2,5	11,81	13,29	12,07	13,68	0,15	0,1	0,02	0,17	0,71
C2	5,48	10,81	9,6	12,12	20,33	0,17	0,11	0,02	0,2	0,76
C3	6,91	26,82	28,95	27,69	48,29	1,99	1,36	0,016	2,41	7,4
C4	4,34	17,3	19,77	17,83	20,09	0,22	0,16	0,02	0,28	0,76
D1	13,24	9,42	4,75	16,25	56,89	0,39	0,22	0,08	0,44	2,2

Die aus den Versuchen G1 bis G4 erhaltenen Ergebnisse der Gesamtstrecke zeigen eindeutige Verbesserungen der Positionsgüte bei Verwendung aller Optimierungen, insbesondere ist die Unterdrückung von GPS-Störungen durch die Plausibilisierung (siehe Versuch G3) am Maximalfehler ε_{Max} erkennbar. Die in Abschnitt 6.1.2 beschriebene Optimierung des Parametersatzes auf hohe Positionsgüte führt wie erwartet zu einer eindeutigen Verbesserung aller Positionsgütemaße. Die Geschwindigkeitsgüte nimmt dagegen ab, eine mögliche Ursache hierfür ist, dass Beobachtungen der Geschwindigkeit bereits bei mäßigen Störungen durch die Plausibilisierung verworfen

werden. Dies führt einerseits, insbesondere bei kontinuierlichen Störungen, zu einer Verbesserung der Positionsgüte, andererseits jedoch zu einer schlechteren Beobachtbarkeit der Geschwindigkeit und damit zu größeren Abweichungen von der Referenzmessung.

Die aus den Versuchen A1 bis A4 erhaltenen Ergebnisse der nur schwach von Störungen betroffenen Teilstrecke A zeigen bei Aktivierung aller Optimierungen signifikante Verbesserungen, jedoch keine oder nicht signifikante Verschlechterungen. Dies zeigt die Erfüllung der in Abschnitt 4.9 definierten Anforderungen an die Plausibilisierung, im eingeschwungenen Zustand eine hohe Sensitivität auch für kleine Störungen zu erreichen und gleichzeitig nur eindeutige Abweichungen außerhalb ihrer stochastischen Modellierung zu blockieren. Die Erhöhung des maximalen Positionsfehlers durch die Kompensation von verzögerter Verfügbarkeit ist auf einen einzelnen Ausreißer zurückzuführen, ansonsten ist eine eindeutige Verbesserung der Genauigkeit des Fusionsfilters bei Positions- und Geschwindigkeitsgüte erkennbar. Dies steht in keinem Widerspruch zur Optimierung des Parametersatzes auf Positionsgüte, da die Plausibilisierung in Bereichen mit insgesamt niedrigen Störungen nur wenige Messungen verwirft, und somit alle Zustände gut beobachtbar sind. Die entsprechend niedrigen Varianzen und Schätzfehler verbessern die Selektionsfähigkeit der Plausibilisierung. Die verworfenen Messungen sind eindeutig von Störungen betroffen, daher erfolgt eine Verbesserung von Positions- und Geschwindigkeitsgüte.

Anhand der Versuche B1 bis B4 der von signifikanten Störungen betroffenen Teilstrecke B lässt sich die Vermutung ableiten, dass die aufgetretene Störung die GPS-Pseudorange-Messungen in folgender Weise betrifft:

Wie in Abschnitt 6.2.2 für Teilstrecke B bereits erwähnt, wird eine Störung einzelner Pseudorange-Messungen nicht durch die Plausibilisierung erkannt. Mögliche Ursache hierfür ist, dass durch die vorherige Abschattung von GPS in der vorm Auftreten der Störung durchfahrenen Unterführung die Positionsunsicherheit des Fusionsfilters angestiegen ist. Dadurch ist die zur Plausibilisierung in diesem Fall notwendige Trennschärfe noch nicht erreicht, und für die Überprüfung von Messungen untereinander werden noch nicht genügend Satelliten empfangen. Daher wirkt sich die gestörte Messung signifikant auf das Ergebnis aus und führt in Folge zu einer falschen Schätzung sowohl des empfängerintern, unabhängig vom Filter ermittelten Messzeitpunktes der GPS-Messung als auch der Position und der Geschwindigkeit des Basissystems. Die falsche Schätzung des Messzeitpunktes führt zum Verwerfen einzelner GPS-Messepochen durch die verzögerte Verfügbarkeit, da diese, wie in Abschnitt 4.8 beschrieben, als zu stark verzögert bewertet werden. Der durch das Verwerfen von Korrekturmessungen nicht korrigierte Fehler ist größer als der Fehler, der durch die Verzögerung entstehen würde, daher ergibt sich in diesem Sonderfall eine Verschlechterung durch diese Optimierungsmethode. Die falsche und zu konfidente Schätzung von Position und

Geschwindigkeit im Basissystem führt zum Verwerfen von eigentlich ungestörten Odometrie- und GPS-Trägerphasenmessungen und damit zu einer weiteren Verschlechterung der fusionierten Daten. Insbesondere die Geschwindigkeitsschätzung ist aufgrund der Optimierung der Parameter auf Positionsgenauigkeit davon betroffen. Lediglich das in diesem Fall korrekte Verwerfen von weiteren gestörten GPS-Codemessungen (Versuch B3) führt zur Vermeidung von noch deutlich größeren Positionsfehlern. Das aus der initialen Störung resultierende Verwerfen der meisten Korrekturmessungen führt durch den in Abschnitt 6.2.2 erwähnten Anstieg der Systemunsicherheit zu einer Vergrößerung der Grenzwerte für die Plausibilisierung. Dies lässt die Ausregelung der Störung durch Korrekturmessungen wieder zu. Dadurch stabilisiert sich das Fusionsfilter, entsprechend der Anforderung aus Abschnitt 4.9.

Die Ergebnisse der Tunnelfahrt in Teilstrecke C, gezeigt in den Versuchen C1 bis C4, werden durch alle Optimierungen insgesamt verbessert, wie durch das Maß ε_{RMS} für die gesamte Leistungsfähigkeit von Position- und Geschwindigkeitsschätzung erkennbar ist. Bei Versuch C2 tritt dagegen eine geringfügige Verschlechterung von μ und ε_{Q50} der Positionsschätzung auf, dies lässt auf einen konstanten Versatz zwischen Referenz und Fusionsfilter schließen. Da die Referenz ebenfalls von der GPS-Abschattung im Tunnel betroffen ist und zudem die in Abschnitt 6.2.1 beschriebenen Einschränkungen bestehen, lässt sich dieser Fehler jedoch nicht eindeutig der Positionsschätzung von Algorithmus oder Referenz zuordnen.

Durch Versuch D1 ist die Größenordnung einer Störung des Referenzsystems ersichtlich. Insbesondere die Maße ε_{RMS} und ε_{Max} zeigen sowohl bei Positions- und Geschwindigkeitsfehler im Vergleich mit dem von Störungen betroffenen Fusionsfilter in Versuch B1, dass beim Referenzsystem die Größe der Fehler signifikant größer und die Ausregelzeit länger ist als beim Fusionsfilter.

6.2.4 Fazit zur Verifikation des Fusionsfilters

In den betrachteten Testfällen sind sowohl beim Referenzsystem als auch beim Fusionsfilter Störungen zu beobachten. Diese treten mitunter an verschiedenen Stellen auf, sind jedoch in ihrer Größe und Häufigkeit ähnlich. Insbesondere in Bezug auf Plausibilität, Rauschen und Drift ist auch in ungestörten Streckenabschnitten das Verhalten bei beiden Systemen ähnlich. Somit ist die Funktionalität des Architekturkonzeptes aus Abschnitt 3.3, dessen Konkretisierung entsprechend des in den Abschnitten 4.3, 4.4 und 4.5 hergeleiteten Fusionsfilters, und die praktische Realisierbarkeit im automobilen Einsatzfall anhand des in Abschnitt 6.1.1 beschriebenen Aufbaus gezeigt. Insbesondere werden mit den Optimierungen aus Abschnitt 4.7 auch mit seriennahen Sensoren Ergebnisse erzielt, deren Unsicherheiten und Schätzfehler ähnlich groß und häufig wie die des verwendeten Referenzmesssystems sind.

Die für Referenz und Fusionsfilter berechnete gemeinsame Unsicherheit zeigt zwar einen qualitativ plausiblen Verlauf, ist jedoch im Vergleich mit der Abweichung zwischen den Ergebnissen deutlich zu niedrig. Zwar ist das Referenzsystem, wie in Abschnitt 6.2.1 gezeigt, auch von nicht vom System eigenständig erkennbaren Störungen betroffen und gibt unplausibel niedrige Schätzunsicherheiten aus, jedoch sind selbst in diesem Fall die vom Fusionsfilter alleine ausgegebenen Varianzen als zu niedrig anzunehmen. Für eine Quantifizierung der zu niedrigen Varianzen reicht die Leistungsfähigkeit des Referenzsystems aus den genannten Gründen jedoch nicht aus. Daraus folgt, dass für eine Validierung des Fusionsfilters anhand von gegebenen Anforderungen für den Einsatzzweck, aber auch für eine Bewertung der absoluten Genauigkeit des Fusionsfilters genauere Referenzmessungen mit einer realistischen Schätzung der aktuellen Unsicherheiten benötigt werden.

Als Ursache für die zu konfident geschätzten Systemunsicherheiten des Fusionsfilters kommen hauptsächlich Abweichungen des Messrauschens von der zugrundegelegten Normalverteilung, vernachlässigte Korrelationen zwischen Messwerten und zu konfidente Parametrierung des Mess- oder Systemrauschens in Frage. Wie in Abschnitt 6.1.2 erwähnt, sind die Unsicherheiten insbesondere für die Zustandsgruppen $a - c$ und h weitgehend ohne deterministisch zu ermittelnde Grundlage frei parametrierbar. Dennoch sind die betroffenen Zustände nicht orthogonal zueinander, so ist die Positionsschätzung jeweils abhängig von der Geschwindigkeits- und Lageschätzung, diese wiederum von den IMU-Sensorfehlern. Folgende Zusammenhänge bei der Parameterfindung wurden in der Praxis festgestellt:

- Eine in ihrer Größenordnung realistischere Schätzung der Varianzen ist erreichbar, jedoch sinkt hierdurch die Güte der Ergebnisse signifikant, in Situationen mit starken Störungen kann dies sogar zur Divergenz des Filters führen.
- Bei Versuchen zum Verhalten des Filters bei permanenter Abschaltung von entweder GPS oder Odometrie wurde festgestellt, dass mit der Standard-Parametrierung entsprechend Abschnitt 6.1.2 nach längerer Fahrtstrecke bzw. -dauer, typischerweise ab ca. 10 km bzw. 15 Minuten, Instabilitäten des Fusionsfilters auftreten. Ebenso wurden Parametrierungen gefunden, die für den Fall nur einer verfügbaren Korrekturmessung ein stabiles Filterverhalten zeigen. Diese führen jedoch im Falle beider verfügbaren Korrekturmessungen zu schlechteren Ergebnissen im Vergleich zur Standardparametrierung. Auch wenn die permanente Nichtverfügbarkeit von GPS oder Odometrie keine typische Betriebssituation darstellt, ist ersichtlich, dass die Parametrierung des Fusionsfilters einen Kompromiss für den Einsatz unter definierten Rahmenbedingungen darstellt.

- Die Einstellung der freien Parameter ist nur in gegenseitiger Abhängigkeit möglich. Es wurden Parametrierungen gefunden, die das Kriterium nach möglichst hoher Positionsgüte besser als der für die Verifikation verwendete Parametersatz erfüllen. Diese führten jedoch häufig, auch ohne erkennbare Ursache, zur sprunghaften Divergenz der Ausrichtung, selbst wenn diese vorher korrekt geschätzt wurde.

Eine mögliche und noch zu untersuchende Abhilfe liegt in der Abschätzung und Parametrierung von Korrelationen von Zuständen und Messungen. Insbesondere folgende Vereinfachungen sind daher im Rahmen einer solchen Untersuchung kritisch zu hinterfragen:

- Bei der Fehlerschätzung durch Pseudorange-Messungen wird der als Gleichanteil in allen Pseudorange-Messungen vorhandene Empfängeruhrfehler als unkorreliert mit den Messungen modelliert.
- Die gleichen Zusammenhänge gelten für die Drift des Empfängeruhrfehlers bei der Fehlerschätzung durch Deltarange-Messungen, durch die zeitliche Differentiation besteht hierbei zusätzlich noch eine Korrelation mit der vorhergehenden Messung.
- Ebenso wird der Fehler des Reifenhalbmessers als unkorreliert mit den jeweiligen Odometrie-Geschwindigkeitsmessungen modelliert.

Weiterhin ist für das System-Rauschmodell zu überprüfen, ob die Parametrierung von Kovarianzen zu einer realistischeren Varianzschätzung führt.

6.2.5 Prüfung der Hypothesen zum Fusionsfilter

Anhand der gezeigten Ergebnisse werden die in Abschnitt 4.10 erstellten Hypothesen überprüft.

Streckenabschnitt B enthält durch Überprüfung redundanter Messungen nicht detektierbare Störungen, die zwar zu Fehlern im Fusionsergebnis führen, diese werden bei Verfügbarkeit ausreichend vieler ungestörter Messungen wieder korrigiert. Damit erfolgt anhand der durchgeführten Tests *keine Falsifikation* der *Hypothese H_{Plaus}^2* über die Stabilität des Filters bei Störungen.

Aus der der Bewertung der Gesamtstrecke ist erkennbar, dass die Leistungsfähigkeit des Filters von den Erweiterungen aus Abschnitten 4.8 und 4.9 profitiert. Diese Vorteile sind so signifikant, dass selbst die in Streckenabschnitt B enthaltene Störung in der Gesamtbetrachtung der Leistungsmaße für die Positionsgenauigkeit zumindest teilweise ausgeglichen wird. Es wird in jedem Testfall eine Verbesserung erzielt, obwohl auch die

Plausibilisierung und die Kompensation verzögerter Verfügbarkeit durch die Störung betroffen waren. Es wird angenommen, dass die Verschlechterung der Geschwindigkeitsschätzung durch die Erweiterungen des Filters auf der Gesamtstrecke hauptsächlich durch die Störungen im Streckenabschnitt B zurückzuführen sind. Aufgrund der in Abschnitt 6.1.2 beschriebenen Parametrierung mit dem Primärziel einer hohen Positionsgüte ist ein solches Verhalten jedoch zu erwarten. Auch in Umgebungen mit bekannter Störungsbehaftung wie der Tunnelstrecke C verbessern die Erweiterungen die Genauigkeit des Fusionsfilters, wohingegen bei Teilstrecke A mit nur wenigen Störungen lediglich leichte, jedoch allesamt positive Einflüsse festgestellt werden. Dies führt dazu, dass auch die **Hypothese H_{Plaus}^1** zur redundanzbasierten Unterdrückung von Fehlern bei möglichst seltener Eingriffshäufigkeit anhand der Versuche **nicht falsifiziert** wird.

Wie in Abschnitt 6.2.3 bereits erwähnt, wird bei der Störung in Teilstrecke B ein nicht detektierter Messfehler auch als Ursache für eine fehlerhafte Schätzung des Messzeitpunktes des GPS-Empfängers angenommen. Für diese gegebenen Umstände entspricht das Verwerfen oder zeitlich falsche Anbringen einer mit einem falschen Zeitstempel versehenen GPS-Messung der vorgesehenen Funktionalität des Algorithmus zur Kompensation verzögerter Verfügbarkeit. Da für die Teilstrecken A und C eine eindeutige Verbesserung der Ergebnisse durch die Kompensation verzögerter Verfügbarkeit erreicht wird, gilt auch hier die Annahme, dass negative Effekte in der Gesamtstrecke durch die Störung im Streckenabschnitt B entstehen. Daher wird die **Hypothese H_{VV}** zur Verbesserung der Genauigkeit durch Kompensation von Zeitverzügen **nicht falsifiziert**.

6.3 Verifikation des Integritätsmaßes

6.3.1 Verifikationsmethodik Integritätsmaß

Die Verifikation der Funktionsweise der Integritätsbewertung wird anhand der bereits in Tabelle 6-1 beschriebenen Teststrecken

- Gesamtstrecke, repräsentativer Kurs
- Teilstrecke A, Überland, geringe Störungen
- Teilstrecke B, Stadtgebiet, signifikante Störungen
- Teilstrecke C, Tunnelfahrt (außerhalb der Gesamtstrecke)

durchgeführt. Hierbei wird die vom Fusionsfilter ausgegebene ebene Positionstrajektorie in der *North-East*-Ebene untersucht. Der in Abschnitt 5.3 beschriebene Integritätsalgorithmus führt den Hypothesentest entsprechend Gleichung (5.7) durch und berechnet das zugehörige horizontale Vertrauensintervall *Horizontal Protection Limit (HPL)*.

Zur Überprüfung der **Hypothese H_{Int}^1** aus Abschnitt 5.4.3, dass durch die Plausibilisierung der Korrekturmessungen die Annahme nur einer gestörten Messung innerhalb einer Messepoche gültig ist, und der **Hypothese H_{Int}^2** aus Abschnitt 5.4.4, dass auch langsam wachsende Fehler erkennbar sind, werden folgende Testfälle durch die Messdaten der oben genannten Strecken untersucht:

- I. Plausibilisierung von GPS und Odometrie aktiviert (vollständiger Algorithmus)
- II. Plausibilisierung von GPS alleine deaktiviert
- III. Plausibilisierung der Odometrie alleine deaktiviert
- IV. Plausibilisierung von GPS und Odometrie deaktiviert

Es ist hierbei anzunehmen, dass Störungen von GPS-Pseudorange-Messungen den stärksten Einfluss haben, da diese auf die Positionskorrekturen wirken. Daher wird die höchste Anzahl der Auslösungen von Integritätsalarm für Testfälle ohne GPS-Plausibilisierung erwartet.

Das Protection-Level wird stets relativ und symmetrisch zu der Trajektorie des Fusionsfilters gezeigt und folgt diesem auch im Falle einer Störung. Wie in Abschnitt 6.2.4 erwähnt, sind die Systemunsicherheiten des Fusionsfilters, auch bei als korrekt anzunehmender Funktion der Filterung der Daten, bei plausiblen Verlauf der Positionstrajektorie deutlich zu niedrig. Daher ist für das Protection-Level zu erwarten, dass sich ein qualitativ plausibler, situationsangemessener Verlauf ergibt, dessen absoluter Wert jedoch zu klein ist. Wie aus Tabelle 5-1 ersichtlich, sind die Parameter α für die Konsistenzprüfung nach Gleichung (5.7) und β für die Berechnung der Protection-Levels nach Gleichung (5.11) - (5.13) entsprechend der zugrunde liegenden statistischen Annahmen gemeinsam zu wählen. Da für beide Verfahren die gleichen Systemunsicherheiten als Eingangsgröße verwendet werden, ist trotz der absolut zu niedrigen Werte der Varianzen zu erwarten, dass die grundsätzliche Funktion des Auslösens von Integritätsalarm bei zu erwartenden Positionsfehlern außerhalb des Protection-Levels nach wie vor gegeben ist. Weiterhin ist der Parameter n für das Unsicherheitsintervall in Gleichung (5.8) festzulegen.

Für die Plausibilisierung werden die Parameter $\alpha = 0,995$, $\beta = 0,005$ und $n = 5,33$, entsprechend einer Umgebung von 99,999% aller Werte, verwendet.

Es wird daher als korrektes Verhalten der Integritätsbewertung gefordert, dass sich die Referenzmessung unter Einbeziehung ihrer Messunsicherheit innerhalb des Protection-Levels befindet. Als weitere Forderung für eine korrekte Funktion des Integritätsmaßes ergibt sich, dass Integritätsalarm in einer Messepoche des Filters ausgelöst wird, in der eine fehlerhafte Messung dazu führt, dass die Abweichung von Filter und Referenzsystem größer als das Protection-Level wird. Ein dauerhaftes Auslösen des Integritätsalarms während einer bleibenden Abweichung ist dagegen nicht zu erwarten, da ein

Snapshot-Verfahren ausschließlich Störungen innerhalb einer einzelnen Messepoche bewertet. Das Integritätsmaß ist jedoch auch bei einer bleibenden Abweichung der Absolutposition gültig in dem Sinne, dass sprunghafte, außerhalb des Protection-Levels liegende Abweichungen der Position zum Auslösen von Integritätsalarm führen.

Eine abschließende Bewertung des erwarteten Verhaltens setzt voraus, dass die Unsicherheit der Referenz verlässlich bekannt ist und das Referenzsystem überdies in der Lage ist, eigene Störungen zu erkennen. Aufgrund der in Abschnitt 6.2.1 genannten Einschränkungen des Referenzsystems ist diese Bewertung daher mit den zur Verfügung stehenden Referenzwerten lediglich qualitativ durchzuführen. In den im Folgenden gezeigten Graphen erfolgt die Auswertung des HPL ohne Berücksichtigung der bekanntermaßen nicht validen Unsicherheit des Referenzsystems.

Bezüglich der Überprüfung der *Hypothesen* H_{Int}^1 und H_{Int}^2 wird angenommen, dass eine Falsifikation mit dem bestehenden Referenzsystem nur bei signifikanten Abweichungen möglich ist, wenn diese eindeutig nicht auf Fehler des Referenzsystems zurückzuführen sind. Auch sind zu kleine Absolutwerte des Protection-Levels aus den genannten Gründen kein Falsifikationsgrund.

6.3.2 Ergebnisse des Integritätsmaßes

Zur Verifikation des Integritätsmaßes werden die Ergebnisse der Tests in jeweils zwei Abbildungen dargestellt. Hierbei werden die ausgegebenen Absolutpositionen von Fusionsfilter und Referenzsystem dargestellt, weiterhin das ebene Protection Limit (HPL) nach Gleichung (5.13). Dieses bildet in jeder Messepoche des Basissystems einen Kreis mit definierter Vertrauenswahrscheinlichkeit um die ausgegebene Position. Aus Gründen der Darstellbarkeit wird dieses Maß in Form von zwei zur Trajektorie der Sensordatenfusion symmetrisch angeordneten Linien als Integritäts-Schlauch gezeigt. Ein Auslösen des Integritätsalarms in einer Messepoche nach Gleichung (5.7) ist in Form von schwarzen Punkten in den Graphen des Protection-Levels gekennzeichnet. Ein solches Auslösen geschieht beim Ansteigen der Quadratsumme der Residuen und ist nicht zwangsläufig mit einer sichtbaren Störung der Position verbunden, deutet jedoch auf inkonsistente Messungen hin.

Da die Auslösung des Integritätsalarms wie in Abschnitt 6.3.1 beschrieben bei dem verwendeten Snapshot-Verfahren aufgrund von Fehlern in einer einzelnen Messepoche erfolgt, ist als weiterer Abbildungstyp die Änderung der Positionsabweichung zwischen Fusionsfilter und Referenz zwischen zwei Messepochen dem Protection-Level gegenübergestellt. Hierbei ist das Auslösen von Integritätsalarm ebenso als schwarzer Punkt im Graphen des Protection-Levels dargestellt.

Eine Betrachtung eines wenig gestörten Bereichs der Gesamtstrecke ist in Teilstrecke A gegeben. Eine Auslösung des Integritätsalarms erfolgt lediglich einmalig an der in Teilstrecke B enthaltenen signifikanten Störung. Da außer diesen beiden im Folgenden detailliert betrachteten Fällen keine relevanten Informationen aus der Betrachtung der Gesamtstrecke hervorgehen, wird für diese auf eine graphische Darstellung verzichtet.

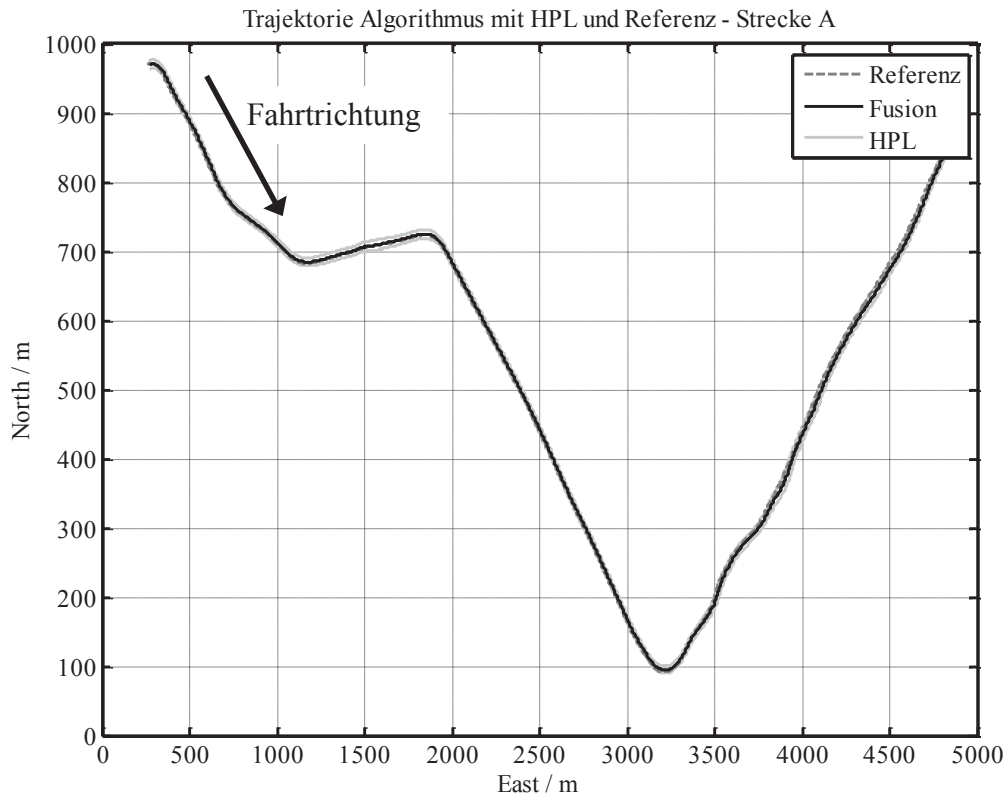


Abbildung 6-23: Integritätsmaß Testfall I / Teilstrecke A

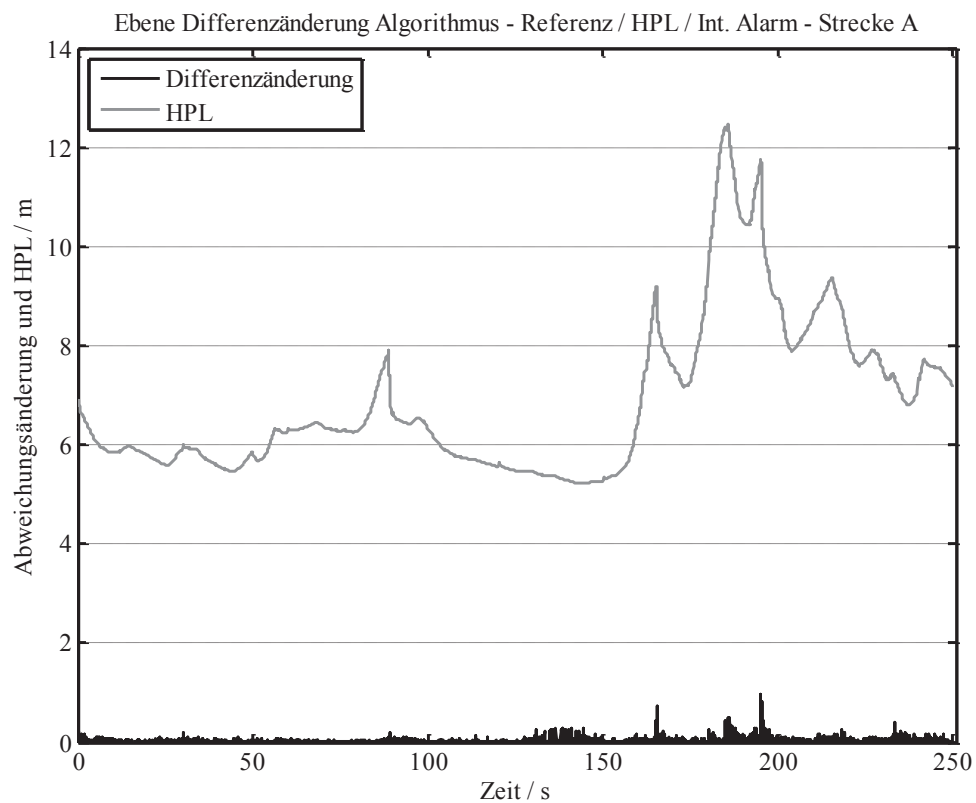


Abbildung 6-24: Positionsdifferenz und HPL Testfall I / Teilstrecke A

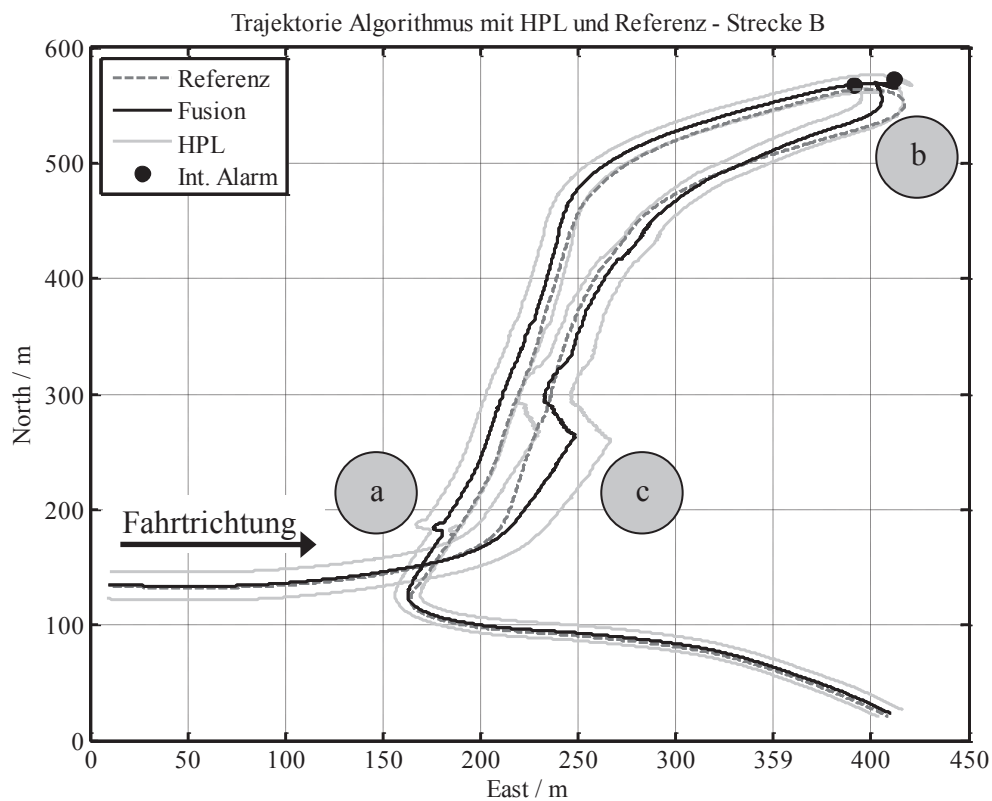


Abbildung 6-25: Integritätsmaß Testfall I / Teilstrecke B

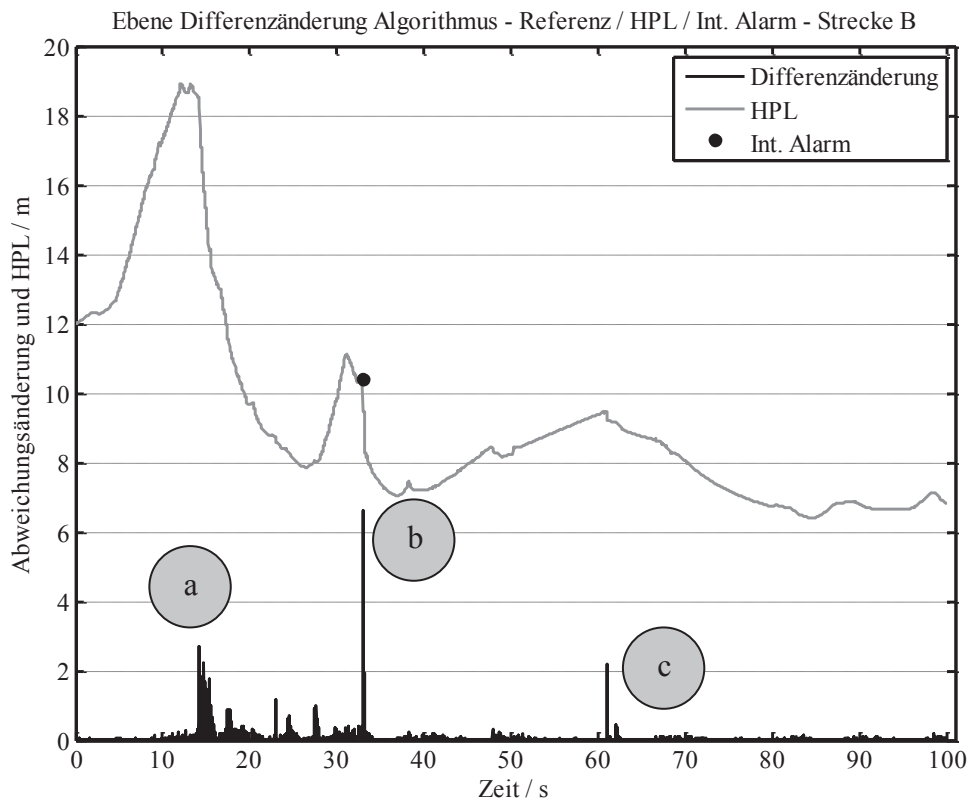


Abbildung 6-26: Positionsänderung und HPL Testfall I / Teilstrecke B

Auf der als wenig gestört angenommenen Teilstrecke A ist, wie aus Abbildung 6-23 ersichtlich, keine signifikante Abweichung zwischen Fusionsfilter und Referenz erkennbar. Das Protection-Level liegt, wie in Abbildung 6-24 gezeigt, im Bereich zwischen 6 und 12 m. Ein solches Niveau entspricht einer üblichen Positionsunsicherheit von GPS-Messungen, diese liegt für einen 1σ -Bereich typischerweise bei 10,3 m.²¹⁶ Dies ist jedoch, wie in Abschnitt 6.3.1 beschrieben, erwartungsgemäß für den gewählten Parameter $n = 5,33$ zu niedrig. Die messepochenweise ausgewerteten Abweichungen zwischen Fusionsfilter und Referenzsystem liegen mit ca. 1 m hinreichend weit unterhalb der Detektionsschwelle, und es findet wie erwartet keine Auslösung von Integritätsalarm statt.

Die signifikanten Störungen des Fusionsfilters innerhalb der Teilstrecke B führen an der mit (b) markierten Stelle zu einem Positionssprung von ca. 6,8 m innerhalb einer einzelnen Messepoche. Auch ist in Abbildung 6-25 zu erkennen, dass die Referenz außerhalb des Protection-Levels liegt. Hierdurch wird wie erwartet Integritätsalarm ausgelöst, auch wenn, wie in Abbildung 6-26 zu erkennen ist, die Höhe des Positionssprungs nicht über dem Protection-Level liegt. Mögliche Ursache hierfür sind falsche Schätzungen in der Varianz-Kovarianz-Matrix oder aus dem Datensatz nicht erkennbare Störungen der

²¹⁶ Mansfeld, W.: Satellitenortung und Navigation, 3. Auflage, 2010, Tab. 3.14

Referenz. Da für den Streckenabschnitt B bereits in Abschnitt 6.2.3 auch Störungen der Plausibilisierung festgestellt wurden, ist eine weitere mögliche Erklärung für dieses Verhalten, dass die nicht erkannten Störungen in den Messdaten im Widerspruch zur in Abschnitt 5.3 genannten Annahme von nur einer gestörten Messung pro Messepoche stehen.

Die Störungen in den Bereichen (a) und (c) lösen dagegen keinen Integritätsalarm aus, da die Abweichung innerhalb einer einzelnen Messepoche deutlich unterhalb des Protection-Levels liegt, und das Snapshot-Verfahren prinzipiell nur Störungen im Kontext einer einzelnen Messepoche bewertet.

Im Folgenden wird die Teilstrecke C mit Tunnelfahrt analysiert.

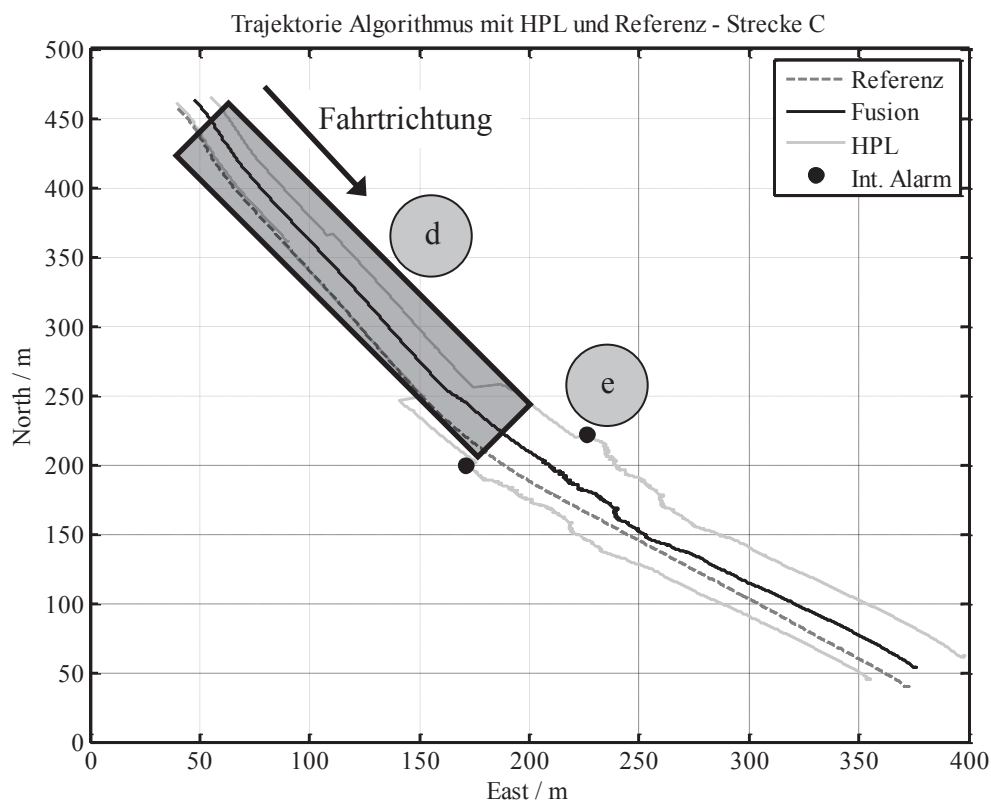


Abbildung 6-27: Integritätsmaß Testfall I / Teilstrecke C

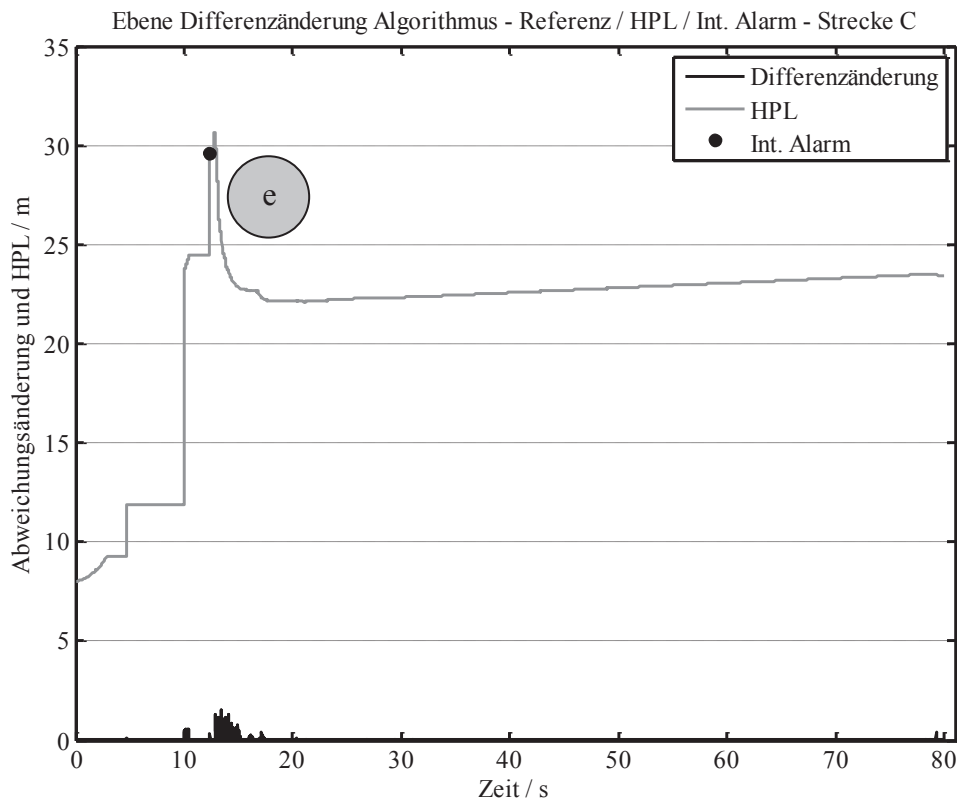


Abbildung 6-28: Positionsdivergenz und HPL Testfall I / Teilstrecke C

Die in Abbildung 6-27 gezeigte Teilstrecke C, mit dem Tunnel als Bereich (d) markiert, lässt einen Anstieg des Protection-Levels innerhalb des Tunnels erkennen. Dies ist mit dem Anstieg der Schätzunsicherheiten durch das Systemrauschen während der ausbleibenden GPS-Korrekturen begründet. Bei der Reakquisition von GPS nach der Ausfahrt aus dem Tunnel in Bereich (e) erfolgt eine Integritätswarnung in einer einzelnen Messepoche. Auch wenn die Trajektorie an dieser Stelle erhöhtes Rauschen zeigt, liegt weder eine einzelne Abweichungsänderung, noch der Absolutwert der Differenz zwischen Referenz und Fusionsfilter außerhalb des Protection-Levels. Da keine schwerwiegende, von der Plausibilisierung unentdeckte Störung bei dieser Messfahrt auftritt und auch der Verlauf der Referenztrajektorie plausibel ist, kommen als Ursachen für dieses Verhalten entweder Fehler in der Schätzung der Systemunsicherheit oder mehrere gleichzeitige, sich im Ergebnis gegenseitig aufhebende Störungen in Frage.

Im Weiteren wird gezeigt, welche Auswirkungen die Messwert-Plausibilisierungen auf das Integritätsmaß bewirken. Hierbei dient der beschriebene Testfall I als Referenz. Betrachtet werden die Auslösungen von Integritätsalarm in den unterschiedlichen Testfällen.

Tabelle 6-4: Anzahl der Auslösungen des Integritätsalarms

Algorithmus	Testfall I vollständig	Testfall II Plaus. GPS inaktiv	Testfall III Plaus. Odo- metrie inaktiv	Testfall IV Plaus. GPS + Odometrie inaktiv
Gesamtstrecke	1	8	0	5
Strecke A	0	0	0	0
Strecke B	1	7	0	4
Strecke C	1	35	1	55

Wie in Tabelle 6-4 erkennbar, bewirkt die Abschaltung der GPS-Plausibilisierung in Testfall II erwartungsgemäß den stärksten einzelnen Anstieg der Auslösungen des Integritätsalarms für die vom Fusionsfilter ausgegebene Position, da unentdeckte Fehler der Pseudorange einen direkten Einfluss auf diesen Schätzwert haben.

Die Abschaltung der Odometrie-Plausibilisierung in Testfall III bewirkt dagegen den Wegfall des Integritätsalarms bei Teilstrecke B. In Abschnitt 6.2.2 ist für diese Teilstrecke bereits beschrieben, dass die Plausibilisierung sich in diesem Einzelfall nachteilig auswirkt und zu nicht an den tatsächlichen Fehler angepassten Varianzschätzungen führt. Damit ist die Bewertungsgrundlage der Integritätsbewertung nicht plausibel und führt zwangsläufig zu nicht plausiblen Verhalten.

Die Abschaltung beider Plausibilisierungsalgorithmen in Testfall IV führt zu einer Zunahme an Integritätswarnungen deutlich über der Summe der Warnungen von Testfall II und III zusammen. Es ist anzunehmen, dass dies darin begründet ist, dass hierbei die in Abschnitt 5.3 erwähnte Annahme von nur einer gestörten Messung pro Messepoche verletzt ist. Bei keinem der Testfälle erfolgt eine Auslösung des Integritätsalarms bei der als weitgehend ungestört betrachteten Teilstrecke A. Dennoch wird im Testfall I Integritätsalarm in der erwarteten Situation ausgelöst. Damit ist für das Fusionsfilter mit Aktivierung beider Plausibilisierungsmethoden innerhalb der Verifikationsversuche kein Falsch- und auch kein Fehlalarm erkennbar.

Die Ergebnisse aus Teilstrecke B und C zeigen dennoch, dass zu einer Validierung des Integritätsmaßes weitere Untersuchungen notwendig sind. Insbesondere zu beachten sind folgende Zusammenhänge:

1. Das Integritätsmaß verwendet interne Größen des Fusionsfilters (Innovation \hat{z} , Varianz-Kovarianz-Matrix \mathbf{P} , Messrauschen \mathbf{R}) als Bewertungsgrundlage. Dadurch ist einerseits die Konsistenz der Integritätsbewertung mit dem Modell des Filters garantiert, andererseits ist die Güte der Integritätsbewertung abhängig

von der Korrektheit des Systemmodells und der Parametrierung des System- und Messrauschens. Wie in Abschnitt 6.2.4 erwähnt, ist die Varianzschätzung bei dem verwendeten Parametersatz trotz einer mit dem Referenzsystem vergleichbaren erreichten Genauigkeit unrealistisch.

2. Wie in Abschnitt 6.2.3 gezeigt existieren Situationen, in denen die Plausibilisierung Fehler nicht detektiert. Dies führt zu Fehlern im Basissystem, die nicht korrekt von den Unsicherheiten des stochastischen Modells beschrieben werden. Damit ist wegen der in Punkt 1 genannten Abhängigkeit des Integritätsmaßes von filterinternen Größen eine realistische Bewertung nicht möglich, bis das Filter die Störung wieder ausgeglichen hat. Dies ist kein Unterschied zu einem Filter ohne Plausibilisierung. Aus Tabelle 6-4 ist ersichtlich, dass durch die Plausibilisierung die Integritätsbewertung zwar eindeutig verbessert, dieser Fehlertyp aber nicht vollständig vermieden wird.
3. Die Annahme bei der Berechnung des Protection-Levels, dass nur eine Messung pro Messepoche gestört ist, ist im Falle von Fehlern wie in Punkt 2 beschrieben nicht gültig. Dennoch ist auch bei der Annahme von einem ungestörten Filter und für den Fall von GPS-Messungen ohne schwerwiegende Störungen, noch immer ein Fehler einer Pseudorangemessung von 6 m UERE²¹⁷ zu erwarten, selbst wenn eine Kompensation von Ionosphärenstörungen durch einen Zweifrequenzempfänger durchgeführt wird.²¹⁸ Weiterhin ist die Sensitivität der Plausibilisierung von der Anzahl an redundanten Messungen, der System- und der Messunsicherheit abhängig. Somit ist auch bei ungestörten Bedingungen ein Zustand von nur einer fehlerhaften Messepoche im Allgemeinen nicht erreichbar.

Weiterhin ist zur Validierung des Integritätsmaßes ein Referenzsystem notwendig, das bezüglich der Genauigkeit die Validierungsanforderungen erfüllt, und insbesondere die ausgegebenen Unsicherheitsbeschreibungen realistisch und verlässlich sind.

6.3.3 Fazit zur Verifikation des Integritätsmaßes

Ausgehend von den in Abschnitt 6.3.2 gezeigten Ergebnissen ist anzunehmen, dass den Auslösungen des Integritätsalarms bei Positionssprüngen unterhalb des Protection-Levels mehrere gleichzeitige Störungen, wie beispielsweise Reflektionen in den Pseudorange-Messungen, zugrundeliegen. Die Auswirkungen auf das Ergebnis

²¹⁷ User Equivalent Range Error

²¹⁸ Mansfeld, W.: Satellitenortung und Navigation, 3. Auflage, 2010, Tab. 3.14

kompensieren sich zwar zumindest teilweise zufällig. Dennoch liegt aufgrund der verbleibenden Residuen in dem in Gleichung (5.3) durchgeführten NIS-Test die Fehler-summe insgesamt über dem Alarmschwellwert. Da sowohl der NIS-Test als auch die Signalplausibilisierung eine Prüfung der Messdaten auf Einhaltung ihres stochastischen Modells durchführen, sind beide Verfahren in der Lage, mehrere gleichzeitige Messfehler zu detektieren. Aufgrund der in Abschnitt 6.3.2 in Punkt 3 genannten Zusammenhänge ergibt sich eine Einschränkung für die Annahme von fehlerfreien Messungen: Generell lässt sich nicht von einer Maximalanzahl an gestörten Messungen pro Messepoche ausgehen, sondern lediglich auf eine Maximalanzahl von nicht ihr stochastisches Modell erfüllenden Messungen schließen.

Dennoch ist das mit der Annahme von nur einer gestörten Messung berechnete Protection-Level als gültiges Maß eines Vertrauensintervalls gültig. Bei dessen Berechnung werden die Schätz- und Messunsicherheiten in den Gleichungen (5.4), (5.8) und (5.9) verwendet, womit die durch das stochastische Modell getroffenen Annahmen bereits berücksichtigt sind. Weiterhin beschreibt das Protection-Level einen Maximalfehler, der in den in Abschnitt 6.3.2 untersuchten Streckenabschnitten B und C entstanden wäre, falls alle Störungen in der gleichen Richtung gewirkt hätten. Somit ist sowohl das Protection-Level im Rahmen der zu diesem Zeitpunkt vorliegenden Schätz- und Messunsicherheiten korrekt berechnet als auch die Auslösung von Integritätsalarm gerechtfertigt. Damit ist das Integritätsmaß zu einer Gesamtbewertung der Plausibilität des Fusionsfilters in der Lage, auch wenn sich Störungen im Ergebnis zufällig gegenseitig aufheben oder einzelne Störungen nicht hinreichend groß sind, um durch die Messwert-Plausibilisierung erkannt zu werden.

Für die durchgeführten Tests ist keine Abstimmung der stochastischen Parameter für die Signalplausibilisierung und des Integritätsmaßes erfolgt, da den Verfahren verschiedene Zielsetzungen zugrunde lagen: Die Plausibilisierung ist entsprechend der in Abschnitt 6.1.2 genannten Anforderung nach Positionsgenauigkeit, die Integritätsbewertung wie in Abschnitt 6.3.1 gezeigt anhand erwünschter Irrtumswahrscheinlichkeiten parametrisiert. Somit sind unterschiedliche Schwellwerte zur Fehlerdetektion des NIS-Tests und der Plausibilisierung nicht auszuschließen.

Aufgrund ähnlicher Modellannahmen und stochastischer Grundlagen bei der Plausibilisierung und dem Integritätsmaß ist als Ausblick empfehlenswert, eine gemeinsame Parametrierung durchzuführen, um bei beiden Verfahren konsistente Ergebnisse zu erzielen. Weiterhin ist zu überprüfen, ob eine Zusammenlegung einzelner Schritte beider Verfahren sowohl zu einer Reduktion von Rechenaufwand als auch zu einer daraus resultierenden, parameterunabhängigen Konsistenz beider Verfahren führt. Damit ist, unter der Voraussetzung hinreichend vieler redundanter Messdaten, die Annahme einer Maximalanzahl gleichzeitig ihre stochastische Modellierung verletzender Messungen zu halten. Somit ist die Voraussetzung eines validen Protection-Levels erfüllt. Dennoch ist

insbesondere bei nur wenigen verfügbaren redundanten Messungen die Annahme von nur einer in diesem Sinne ungestörten Messung nicht garantiert. Es ist naheliegend, eine Erweiterung der Annahmen auf die Anzahl m mehrerer gestörte Messungen durchzuführen, indem bei Gleichung (5.10) nicht nur das Maximum, sondern auch die $m - 1$ jeweils nächstkleineren Slopes zur Berechnung eines entsprechenden Protection-Levels zu verwenden. Kriterien zur Abschätzung von m ergeben sich beispielsweise aus der Anzahl der in einer Messepoche verfügbaren Redundanzen.

6.3.4 Prüfung der Hypothesen zum Integritätsmaß

Unter der in Abschnitt 6.3.3 getroffenen Annahme, dass eine gestörte Messung als eine ihr stochastisches Modell nicht erfüllende Messung betrachtet wird, und anhand der in Abschnitt 6.3.2 gezeigten plausiblen Gesamtfunktion des Integritätsmaßes erfolgt anhand der durchgeführten Versuche *keine Falsifikation* der **Hypothese H_{Int}^1** zur Annahme nur einer gestörten Messung pro Messepoche. Ebenso sind anhand der Messdaten keine Widersprüche zur **Hypothese H_{Int}^2** zur Detektionsfähigkeit von langsam anwachsenden Fehlern zu erkennen. Wie anhand von Tabelle 6-3 ersichtlich ist, findet eine erhebliche Verschlechterung der Positionskennwerte beim Abschalten der GPS-Plausibilisierung (Versuchsreihe 3) statt, insbesondere beim auf langsam veränderliche Abweichungen sensitiven Mittelwert μ . Daher ist davon auszugehen, dass langsam veränderliche Pseudorangefehler durch die Plausibilisierung detektiert und die Messungen verworfen werden. Somit wird auch diese Hypothese anhand der Messdaten *nicht falsifiziert*.

Auswirkungen langsam wachsender Fehler der IMU sind, wie in Abschnitt 5.4.4 erwähnt, nicht in den Fusionsergebnissen erkennbar. Dieser Fall ist prinzipiell trivial, da hierfür lediglich der ohnehin berechnete Gesamtfehler der IMU-Sensoren gegen einen spezifizierten Schwellwert, beispielsweise aus dem Datenblatt, zu prüfen ist. Dennoch sind vor einer Verwendung des Integritätsmaßes in einer Serienanwendung oder in sicherheitskritischen Systemen Tests in Situationen oder Simulationen mit den erwarteten Fehlertypen durchzuführen. Die erreichte Leistungsfähigkeit des Filters in ungestörten und gestörten Situationen, sowie die Detektionsfähigkeit und -geschwindigkeit von Fehlern sind dabei im Vergleich mit bisherigen, in Abschnitt 5.2.2 genannten alternativen und bewährten Verfahren zu validieren. Auch ist zu beachten, dass zur korrekten Funktion des Integritätsmaßes eine validierte und realistische Parametrierung des Fusionsfilters vorausgesetzt ist.

6.4 Verifikation des Genauigkeitsmaßes

6.4.1 Verifikationsmethodik Genauigkeitsmaß

Die in Abschnitt 5.6 beispielhaft gezeigte Umsetzung des Genauigkeitsmaßes dient als Grundlage zur Verifikation. Damit werden die Beschreibungsgrößen

- Rauschen
- Nullpunktfehler
- Messfehler verursacht durch den Skalenfaktorfehler
- Gesamtfehler aus der Addition der o.g. Maße entsprechend Gleichung (5.26)

zur Verifikation verwendet. Das Genauigkeitsmaß beschreibt zur Vereinfachung nur Teile des Strapdown-Algorithmus, zudem wird angenommen, dass die Drehmatrix $\hat{\mathbf{C}}_{b,r}^n$ zwischen fahrzeugfesten und Navigationskoordinaten nur vernachlässigbar fehlerbehaftet ist. In der praktischen Verwendung des Fusionsfilters ist diese Annahme nicht gültig, insbesondere finden in jeder Messepoche Korrekturen an den Ausrichtungswinkeln statt. Die Auswahl der zur Verifikation des Genauigkeitsmaßes verwendeten Messgrößen und -daten erfolgt daher nach den folgenden Kriterien:

- Weitgehende Unabhängigkeit der Messgröße von den durch die Vereinfachung eingeführten Fehlern.
- Möglichst breitbandige Anregung der Messgröße zur Bewertung verschiedener Arbeitspunkte.
- Auswahl von aufgezeichneten Messdaten aus einer möglichst ungestörten Fahrsituation.
- Auswahl einer Fahrsituation mit veränderlichen Schätzunsicherheiten des Fusionsfilters zur Bewertung des Einflusses auf die Beschreibungsgrößen.

Daraus folgt die Auswahl der Fahrzeuglängsbeschleunigung $a_{x,b}^{IMU}$ als physikalische Messgröße, für die die Berechnung der Beschreibungsgrößen durchgeführt wird. Für diese wird vom Fusionsfilter eine Korrektur des Nullpunkt- und Skalenfaktorfehlers durchgeführt. Weiterhin ist die Messgröße unabhängig von den genannten Vereinfachungen. Daher sind die Ergebnisse des in Abschnitt 5.6.2 modellierten Korrekturschrittes der Beschleunigungsmessung die Grundlage der Verifikation des Genauigkeitsmaßes.

Der ausgewählte Datensatz stammt aus einer Aufzeichnung eines Anfahrvorganges mit anschließender Bremsung, hierbei finden Beschleunigungen im Bereich von ca. $\pm 2 \text{ m/s}^2$ statt. Damit ist die Anforderung an hinreichend breitbandige Anregung des Längsbeschleunigungs-Sensors erfüllt. Weiterhin ist von dieser Aufzeichnung bekannt, dass keine signifikanten Störungen der Korrekturmessungen enthalten sind.

Messungen von GPS und Odometrie sind innerhalb des betrachteten Intervalls verfügbar, daher finden wie erwünscht Korrekturen durch das Filter statt.

Die geforderte Dynamik der Schätzunsicherheiten wird durch den Start des Fusionsfilters am Beginn des ausgewählten Intervalls erreicht. Beim Anbringen von Korrekturmessungen liegen durch die Filterung Veränderungen der Schätzunsicherheiten vor. Dadurch lässt sich deren Einfluss auf die Beschreibungsgrößen vor, während und nach dem Einschwingvorgang des Filters bewerten.

Die im Folgenden dargestellten Ergebnisse zeigen die Unsicherheitsintervalle der Beschreibungsgrößen, umgerechnet auf den 3σ -Bereich. Die Fehlergrenze wird hierbei symmetrisch um das korrigierte Beschleunigungssignal dargestellt und ist über 80 Abtastintervalle, entsprechend 0,8s, gleitend gemittelt. Hierbei wird das durch das Signal überlagerte Messrauschen für eine eindeutige graphische Darstellung hinreichend geglättet. Die resultierende Filterverzugszeit von 0,4 s ist bei der Darstellung bereits berücksichtigt.

Die Beschreibungsgrößen sind hierbei entsprechend der Gleichungen (5.15) - (5.17) berechnet. Das Messrauschen des Beschleunigungssensors ist als statisch angenommen und aus einer Stillstandsmessung ermittelt. Die Unsicherheiten des Nullpunkt- und Skalenfaktorfehlers ergeben sich aus dem stochastischen Modell des Fusionsfilters.

6.4.2 Ergebnisse des Genauigkeitsmaßes

Im Folgenden werden die Ergebnisse des Genauigkeitsmaßes für die in Abschnitt 6.4.1 spezifizierten Tests gezeigt.

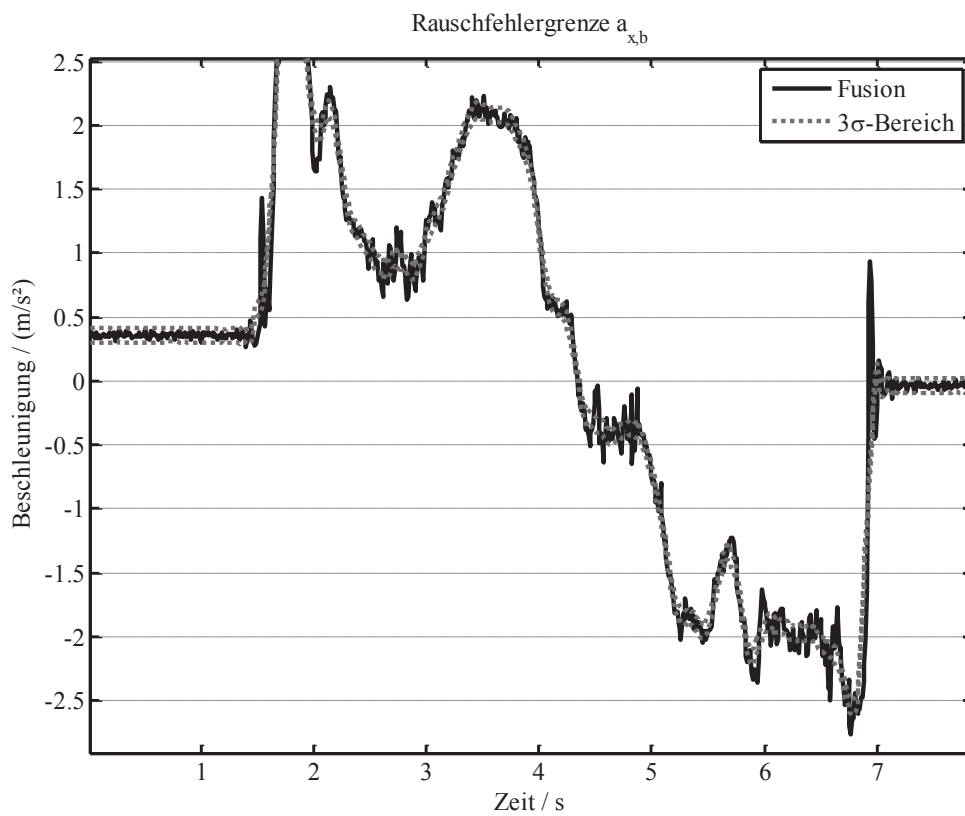


Abbildung 6-29: Rauschfehlergrenze Fahrzeuglängsbeschleunigung

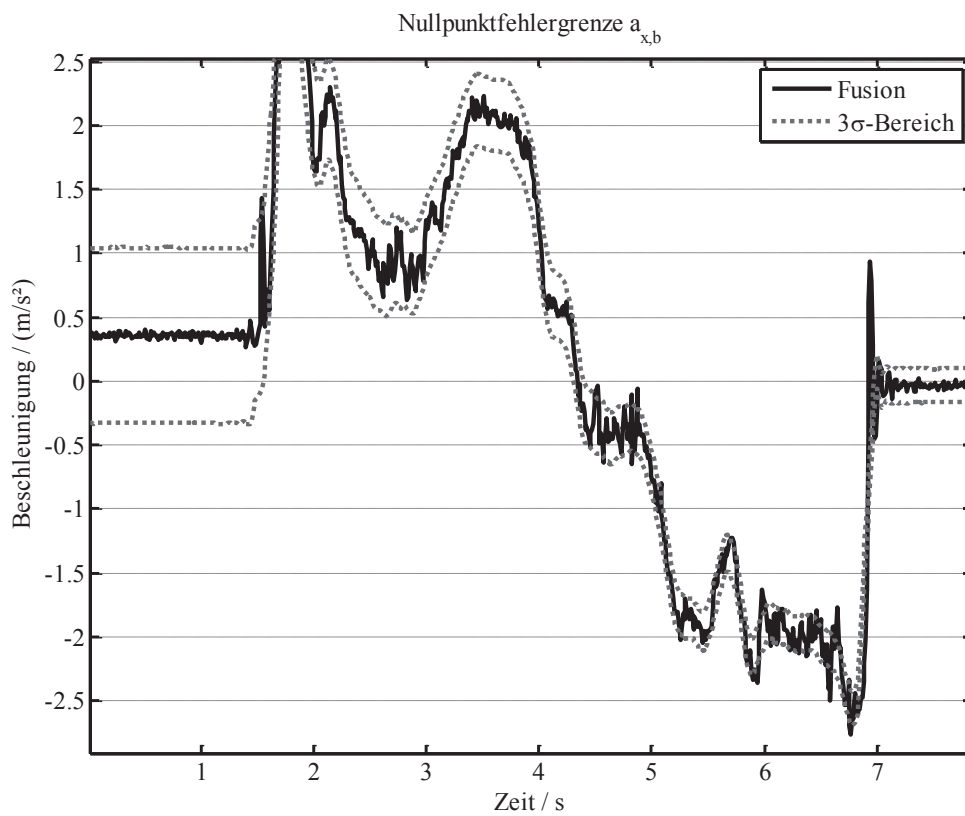


Abbildung 6-30: Nullpunktfehlergrenze Fahrzeuglängsbeschleunigung

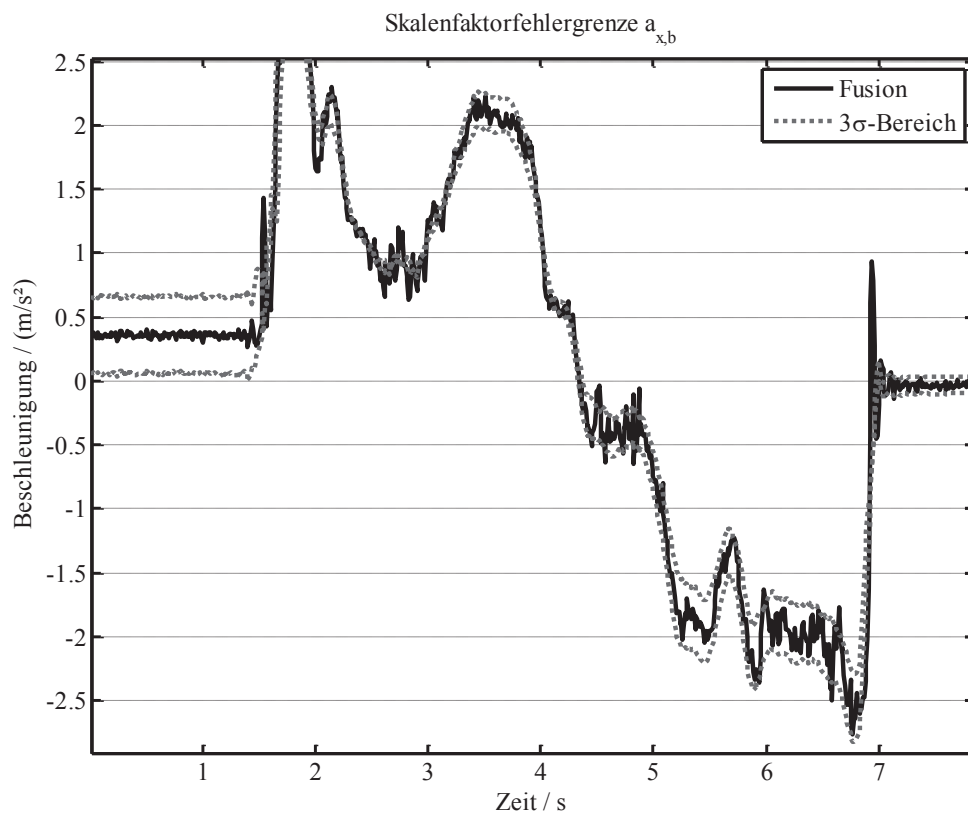


Abbildung 6-31: Skalenfaktorfehlergrenze Fahrzeuglängsbeschleunigung

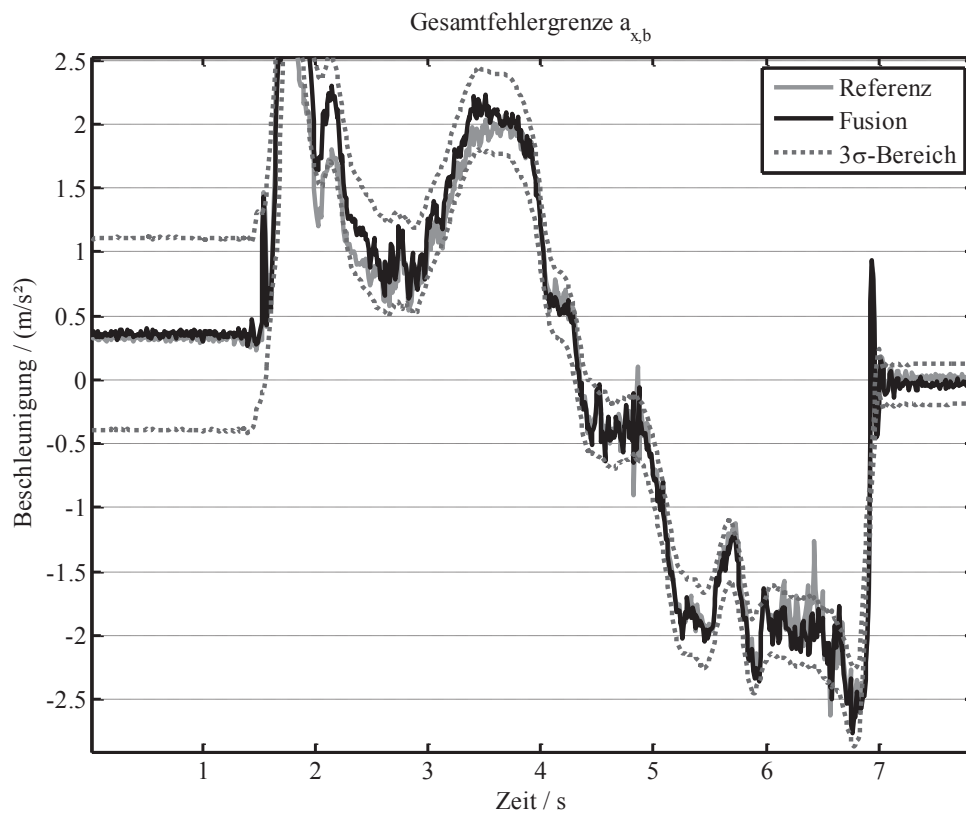


Abbildung 6-32: Gesamtfehlergrenze Fahrzeuglängsbeschleunigung

In Abbildung 6-29 ist für das Messrauschen des Beschleunigungssensors insbesondere in den Phasen mit konstanter Beschleunigung zwischen 0 und 1,5 s sowie ab 7 s erkennbar, dass das vom Rauschen überlagerte Beschleunigungssignal wie erwünscht innerhalb des durch die Rauschfehlergrenze festgelegten Bandes liegt. Das Überschreiten der Grenzen in Bereichen dynamischer Beschleunigungsänderungen ist sowohl durch weitere, in anderen Beschreibungsgrößen modellierte Sensorfehler als auch durch die erwähnte Mittelung der Grenzwerte bedingt. Da das Rauschen, wie in Abschnitt 6.4.1 erwähnt, als konstanter Sensorparameter modelliert ist, findet keine Änderung der Unsicherheitsgrenzen über dem ausgewerteten Zeitintervall statt.

In Abbildung 6-30 ist über das betrachtete Zeitintervall eine Abnahme der Fehlergrenze des Nullpunktfehlers zu erkennen. Dieses Verhalten ist durch den Einschwingvorgang des Fusionsfilters zu erklären. Die initiale Schätzunsicherheit sinkt durch das Anbringen von Korrekturmessungen, wodurch auch die Beschreibungsgröße des Nullpunktfehlers kleinere Werte annimmt. Hierbei ist der Absolutwert der Beschreibungsgröße unabhängig vom Messwert der Beschleunigung.

Die in Abbildung 6-31 dargestellte Grenze des Messfehlers durch den Skalenfaktorfehler zeigt das gleiche, durch sinkende filterinterne Schätzunsicherheiten bedingte Verhalten der zeitlich abnehmenden Fehlergrenzen wie auch die Beschreibungsgröße des Nullpunktfehlers. Dies insbesondere in den Stillstandsperioden bis 1,5 s und ab 7 s erkennbar. Weiterhin ist im Vergleich der Stillstands-Abschnitte mit den Abschnitten mit gemessenen Beschleunigungswerten von ca. 2 m/s^2 erkennbar, dass die berechnete Fehlergrenze erwartungsgemäß abhängig vom Arbeitspunkt ist.

Der sich aus den Beschreibungsgrößen ergebende Gesamtfehler der Längsbeschleunigung ist in Abbildung 6-32 gezeigt. Zusätzlich ist die vom in Abschnitt 6.1.4 beschriebenen Referenzsystem ausgegebene Längsbeschleunigung zum Vergleich dargestellt. Es ist ersichtlich, dass sich die Messungen des Referenzsystems auf realistische Weise innerhalb des Gesamtfehlerbereichs befinden, d.h. diesen innerhalb seiner Grenzen ausnutzen, jedoch abgesehen von einzelnen Ausreißern nicht verlassen. Die hierbei erkennbaren Ausreißer des Referenzsystems, wie beispielsweise bei ca. 4,8 s erkennbar, sind wegen der in Abschnitt 6.2.1 beschriebenen Einschränkungen nicht eindeutig einer tatsächlichen Messung oder einer Störung des Referenzsystems zuzuordnen. Wie erwähnt sind auch die Messunsicherheiten des Referenzmesssystems nicht verlässlich und daher nicht berücksichtigt.

6.4.3 Fazit zur Verifikation des Genauigkeitsmaßes

Aus den in Abschnitt 6.4.2 gezeigten Ergebnissen ist zu erkennen, dass das Verhalten sowohl der einzelnen Beschreibungsgrößen als auch des daraus berechneten Gesamtfehlers der Erwartung entspricht. Die Beschreibungsgrößen „Offset“ und

„Skalenfaktorfehler“ sind an die Varianzen des Fusionsfilters gekoppelt. Wie in Abschnitt 6.1.2 beschrieben, sind die zugehörigen Messrauschparameter der IMU dem zugehörigen Datenblatt entnommen. Es ist erkennbar, dass diese Varianzen nicht in dem Maße von der in Abschnitt 6.2.4 erwähnten, erheblich zu niedrig geschätzten Unsicherheit betroffen sind wie die der Geschwindigkeits- und Positionsschätzung. Weiterhin wird das im Filter nicht modellierte Messrauschen der IMU berücksichtigt. Daraus ergibt sich eine differenziertere und detailliertere Fehlerbeschreibung als durch das Filter alleine. Auch die Schätzung des durch das Genauigkeitsmaß berechneten Gesamtfehlers ergibt sich im Vergleich mit dem Filter alleine eine realistischere Unsicherheitschätzung.

Die Fehlerfortpflanzungsrechnung erlaubt das gleichzeitige Abschätzen mehrerer in eine fusionierte Messgröße eingehender und aus vorhergehenden Verarbeitungsschritten fortgepflanzten Unsicherheiten. Im gezeigten Beispiel sind dies die Unsicherheiten des Nullpunkt- und Skalenfaktorfehlers. Weiterer Vorteil ist die Möglichkeit, vom Fusionsfilter nicht geschätzte, für eine realistische Genauigkeitsbeschreibung aber unverzichtbare Unsicherheiten einzubringen, wie in diesem Beispiel das Messrauschen.

6.4.4 Prüfung der Hypothese zum Genauigkeitsmaß

Das plausible und erwartungsgemäße Verhalten der einzelnen Beschreibungsgrößen einerseits, und das realistische Verhalten des Gesamtfehlers andererseits, zeigt für die durchgeführten Verifikationstests die gewünschte Funktion des Genauigkeitsmaßes. Daher wird die in Abschnitt 5.7 aufgestellte *Hypothese H_{Gen}* zur realistischen und in verschiedene Fehlertypen differenzierte Genauigkeitsbeschreibung durch diese Tests *nicht falsifiziert*.

Das Konzept des Genauigkeitsmaßes ist somit verifiziert. Für die quantitative Bewertung des Genauigkeitsmaßes im Kontext des Fusionsfilters ist einerseits die vollständige Beschreibung des Strapdown-Algorithmus durch entsprechende Fehlerfortpflanzungsgesetze notwendig, andererseits ist die gesamte Parametrierung des Fusionsfilters auf eine realistische Varianzschätzung abzustimmen. Weiterhin sind die Tests für die spezifizierten Testfälle und ein Vergleich mit einem validen Referenzsystem durchzuführen.

7 Fazit und Ausblick

7.1 Einordnung in den Stand der Technik

Das in Abschnitt 4.10 beschriebene integrierte Fusionsfilter ist als Gesamtsystem in der Lage, mit unbeschränkten Sensorklassen eine signifikant gesteigerte Genauigkeit zu erreichen. Am umgesetzten Beispiel wird mit seriennahen Sensoren eine bisher nur Referenzsystemen mit hochgenauen Sensoren vorbehaltene Genauigkeit erzielt.

Bisherige²¹⁹ integrierte Navigationssysteme bestehen typischerweise aus einer Inertial-messeinheit und einem GPS-Empfänger. Die Nutzung von Odometrie-Messungen erfolgt üblicherweise nur in Form einer über die Räder bereits gemittelten Geschwindigkeit und Gierrate. Die neue Formulierung des Systemmodells mit Geschwindigkeitsberechnung in fahrzeugfesten Koordinaten und die Erstellung eines Tightly-Coupled-Messmodells für Odometrie ermöglicht sowohl die Verbesserung der Fehlerschätzung für das Basissystem durch redundante, radindividuelle Messungen als auch die Verbesserung der Odometrie-Messungen selbst durch Schätzung der Radrollradien. Dies führt zu einer verbesserten Verfügbarkeit von Korrekturdaten und zu einer Steigerung der erzielten Genauigkeit des Fusionsfilters im Vergleich zu bestehenden Systemen.

Die für Fusionsfilter im Allgemeinen bestehende Problematik von Messungen mit Zeitverzug wird im Stand der Technik durch echtzeitkritische Verfahren mit hoher Rechenlast oder über vereinfachende, rechenlastreduzierende Annahmen gelöst. Solche Annahmen²²⁰ sind bisher nicht in der Lage, mehrere Korrekturmessungen mit beliebigen relativen Zeitverzügen und unterschiedlichen Abtastraten korrekt zu verarbeiten. Die in Abschnitt 4.8.2 beschriebene neue Methode zur Kompensation von Messzeitverzügen verwendet insbesondere für Error-State-Space-Kalman-Filter gültige Annahmen. Dies ermöglicht die gleichzeitige Verarbeitung von Messdaten mehrerer unterschiedlicher Sensoren, die von den genannten zeitlichen Effekten betroffen sind.

Bestehende Methoden²²¹ zur Detektion von Störungen in Messungen, wie beispielsweise der NIS-Test, verwenden statistisch nicht erklärbare Abweichungen von redundant gemessenen Größen als Detektionskriterium. Einerseits ist dies durch die hohe

²¹⁹ Siehe Abschnitt 4.2

²²⁰ Siehe Abschnitt 4.8.1

²²¹ Siehe Abschnitt 4.9.1

verfügbare Anzahl an redundanten Messungen zur Überprüfung vorteilhaft, andererseits ist hierdurch stets eine Abhängigkeit der Prüfschärfe von der Verfügbarkeit anderer Sensoren und dem Zustand des Fusionsfilters gegeben. In Abschnitt 4.9 wird eine durch physikalische Zusammenhänge motivierte, auf statistisch unabhängige Messungen anzuwendende Methode zur Überprüfung von Korrekturmessungen mit dem Basissystem gezeigt. Weiterhin wird ein Verfahren hergeleitet, das eine vom Basissystem größtenteils unabhängige Überprüfung von Messdaten durchführt, indem Redundanzen innerhalb von Datensätzen einer einzelnen Messepoche eines Sensorsystems zur Fehlerdetektion verwendet werden. Bei Systemzuständen mit hoher Unsicherheit, wie beispielsweise nach der ersten Initialisierung des Filters, wird dadurch eine Prüfung mit vom Filter unabhängiger Schärfe durchgeführt und vermeidet sonst nicht detektierbare Fehler während dieser Phase. Diese Methode ist insbesondere für Fusionsfilter geeignet, die Rohdaten von Sensoren als Messungen verwenden, wie Systeme mit Tightly Coupling.

Das in Abschnitt 5.3 entwickelte Integritätsmaß, als Teil der integrierten Signalqualitätsbeschreibung, basiert auf Methoden des RAIM / AIME-Algorithmus²²². Dieser ist für den vorliegenden Anwendungsfall besonders durch seine geringe rechnerische Komplexität und gleichzeitige Betrachtung aller zu einem Zeitpunkt verfügbaren Informationen geeignet. Die bekannte Schwäche dieses Algorithmus, auf langsam wachsende Fehler nicht hinreichend sensitiv zu sein, sowie die einschränkende Annahme, dass nur eine signifikante Störung innerhalb einer Messepoche auftritt, sind in der gängigen Praxis ausschlaggebend, RAIM / AIME nicht zur Integritätsbewertung zu verwenden. Stattdessen kommen in High-End-Geräten Techniken wie der extrem rechenzeitaufwendige Einsatz mehrerer paralleler Filter zum Einsatz. Anhand der in Abschnitt 6 gezeigten Ergebnisse hat sich die getroffene Annahme, dass diese Schwachpunkte von RAIM / AIME in Kombination mit dem Error-State-Space-Kalman-Filter und der Signalplausibilisierung adressiert werden, in ersten Tests bewährt.

Mit dem in Abschnitt 5.6 umgesetzten Genauigkeitsmaß wird eine zwischen verschiedenen Fehlertypen differenzierende, auf praktische Anwendbarkeit in Regelungen von Fahrerassistenz- und Fahrdynamikregelsysteme optimierte Beschreibung von Unsicherheiten und Störungen von Signalen erstellt. Diese geht als virtuelles Echtzeit-Datenblatt in ihrem Detaillierungsgrad über die Annahmen in den üblichen²²³ Genauigkeitsmaßen in Form von Varianzen oder Maximalfehlern als alleinige Beschreibung hinaus. Der Nachteil bestehender Verfahren, insbesondere die durch Vernachlässigung von Kovarianzen häufig zu niedrigen Varianzen und die fehlende Unterscheidung verschiedener Ursachen für Messunsicherheiten, wird vermieden oder zumindest abgeschwächt.

²²² Siehe Abschnitt 5.2.2

²²³ Siehe Abschnitt 5.5.1

Damit wird eine auf realistisch geschätzten Parametern beruhende, an die jeweilige Situation und individuelle Fehlersensitivitäten von Funktionen angepasste Verwendung der Daten ermöglicht.

7.2 Ausblick

Die in Abschnitt 6.2 vorgestellten Ergebnisse wurden mit einer Parametrierung des Fusionsfilters erzielt, die primär auf Positionsgenauigkeit optimiert und unter der alltagstypischen Randbedingung ermittelt ist. Dies bedeutet, dass Odometrie-Messungen nahezu ständig verfügbar und im Rahmen üblicher Straßeneigenschaften gestört sind, und GPS mit für Überland- und Stadtfahrten üblichen Störungen behaftet ist. Nichtverfügbarkeit tritt lediglich kurzzeitig auf, beispielsweise bei einer Fahrt durch einen Stadttunnel. Wie bereits in Abschnitt 6.2.4 erwähnt, stellt die Parametrierung des Fusionsfilters stets einen Kompromiss zur Erfüllung verschiedener, möglicherweise widersprüchlicher Anforderungen dar. Für eine Optimierung der Parameter sind daher sowohl die Anforderungen an die zu erzielende Genauigkeit der Ausgabegrößen als auch die Rahmenbedingungen des Betriebs festzulegen. Eine weitere Option besteht in der Detektion solcher Umgebungsbedingungen und einer darauf beruhenden Umschaltung²²⁴ zwischen jeweils für die unterschiedlichen Betriebsmodi optimierten Parametern. Eine Realisierung als adaptiver Kalman-Filter²²⁵ mit selbständiger Anpassung des Systemrauschens ist eine weitere Möglichkeit, die für eine Untersuchung in Frage kommt.

Für eine Optimierung der Parametrierung, auch auf andere Anwendungsfälle, sind allgemein folgende Schritte empfehlenswert:

1. Festlegen der Optimierungsziele, z.B. optimale Positions- oder Geschwindigkeitsgenauigkeit, bzw. Kompromisse aus mehreren Schätzgenauigkeiten
2. Festlegen von Testfällen und des hierbei gewünschten Verhaltens
3. Parametrierung des stochastischen Modells
4. Parametrierung der Schwellwerte der Plausibilisierung
5. Parametrierung der stochastischen Parameter des Integritätsmaßes

Insbesondere ist hierbei zu sicherzustellen, dass die Plausibilisierung in nur wenig gestörten Szenarien keine oder nur wenige Messungen entfernt, und dass in stark gestörten Szenarien ein Kompromiss zwischen Trennschärfe, Ausregelgeschwindigkeit bei nicht detektierten Störungen und der Stabilität des Fusionsfilters gefunden wird.

²²⁴ vgl. Surek, D.: Analyse und Bewertung der Beobachtbarkeit, der Sensitivität auf Parameteränderungen und der Gesamtperformance eines Sensordaten-Fusionsalgorithmus, 2013, Abschnitt 7.2

²²⁵ Bar-Shalom, Y. et al.: Estimation with Applications to Tracking and Navigation, 2001, Abschnitt 11

Ebenso ist die Konsistenz mit dem Integritätsmaß zu überprüfen. Im Weiteren ist anhand eines Vergleichs mit einem hierfür validen Referenzsystem sicherzustellen, dass sowohl das qualitative Verhalten als auch die Absolutwerte des Integritäts- und Genauigkeitsmaßes plausibel und realistisch sind.

Ebenso ist zur Optimierung der Leistung des Fusionsfilters und zum Erreichen realistischer Unsicherheitsschätzungen empfehlenswert, das bisher als zumindest annähernd als Gaußsches weißes Rauschen modellierte Sensorrauschen auf Einhaltung dieser Eigenschaften zu prüfen, und falls notwendig eine Vorfilterung, beispielsweise durch ein Prewhitening-Filter²²⁶, durchzuführen. Weiterhin sind die Korrekturmessungen auf Korrelationen zu überprüfen und diese gegebenenfalls im stochastischen Modell zu berücksichtigen. Die in Abschnitt 4.11 gegebenen, nur die Datenfusion als solche betreffenden Verbesserungen sind je nach Einsatzzweck auf Vorteile für die Umsetzung zu prüfen.

Hierbei stellt insbesondere das Trägerplattform-Modell aus Abschnitt 4.11.1 für bewegte Referenzsysteme eine Erweiterung des bisherigen Standes der Technik im Automobilbereich dar. Zur Korrektur der durch den Abgleich von Sensoren auf einem bewegten Träger entstehenden Symptome bestehen allenfalls Insellösungen in vereinzelt, davon in großem Maße betroffenen Anwendungen wie beispielsweise ESC oder ACC. Das vorgestellte Modell basiert auf einer physikalisch motivierten Behandlung der durch eine Trägerbewegung entstehenden Inkonsistenzen noch vor Anwendungsebene im virtuellen Sensor. Somit wird durch die Umsetzung dieses Modells im Fusionsfilter ein konsistenter Datensatz erzielt. Dies führt zu einer Erleichterung der individuellen Anwendungsfunktionen um die Detektion und Behandlung von Fehlern, was sowohl Kosten als auch Freigabeaufwand dieser Funktionen reduziert. Eine Umsetzung und Überprüfung dieses Modells als praxisrelevanter Fall ist daher empfehlenswert.

Weitere Untersuchungen und Falsifikationstests sind vor einem Praxiseinsatz insbesondere für die **Hypothesen H_{Int}^1 und H_{Int}^2** durchzuführen. Hierfür ist beispielsweise ein Software-in-the-Loop-Test für eine wie in Abschnitt 5.4.3 und 5.4.4 beschriebene Fehlerdetektion geeignet, in welchem die Reaktion auf mehrere gleichzeitige Fehler und die Detektion langsam veränderlicher Fehler der IMU, der Odometrie und GPS unter kontrollierten, wiederholbaren Bedingungen getestet wird.

Die gesamte Systemkonfiguration von Fusionsfilter, Erweiterungen und Signalqualitätsbeschreibung sind so weit allgemeingültig gehalten, dass der Einsatz anderer Sensoren mit anderen Genauigkeiten lediglich eine Änderung der Parameter bedingt. Wie in Abschnitt 3.1 gefordert, bewirkt der Strapdown-Algorithmus alleine keine Filterung der IMU-Messdaten, und der Einfluss des Fusionsfilters auf die Dynamik der Ergebnisse

²²⁶ Bar-Shalom, Y. et al.: Estimation with Applications to Tracking and Navigation, 2001, Abschnitt 8.4

liegt im Bereich der Fehlerdynamik der IMU. Somit ist die Qualität der ausgegebenen Daten von der IMU abhängig. Das Rauschen der Sensoren entspricht auch dem Rauschen der ausgegebenen Beschleunigungs- und Drehraten und wird entsprechend dem Strapdown-Algorithmus auch zu Ausrichtungs-, Geschwindigkeits- und Positionsrauschen integriert. Je geringer die Drift der geschätzten IMU-Fehler ist, desto geringer sind die Einflüsse des Fusionsfilters auf das Ergebnis. Ähnliches gilt auch für die Korrekturgrößen, die in der Regelschleife des Tightly-Couplings zu den darin eingebundenen Sensoren zurückgeführt werden. Somit sind insbesondere die Eigenschaften der IMU und deren Fortpflanzung im Strapdown-Algorithmus, sowie die Eigenschaften der Korrektursensorik maßgeblich für die Güte der vom Fusionsfilter ausgegebenen Werte. Dies ist grundsätzlich bei der Auswahl eines Sensorsatzes für einen praktischen Einsatz des Fusionsfilters zu beachten.

Weitere Beispiele für Sensoren, die zur Schätzung von Zustandsgrößen und zur Verbesserung von deren Beobachtbarkeit im Filter verwendbar sind, und die mit diesen Sensoren verknüpften, potentiellen Verbesserungen werden im Folgenden gezeigt:

- Zweifrequenz-GNSS-Empfänger zur messtechnischen Kompensation von Ionosphärenstörungen als größter Beitrag zum absoluten Positionsfehler.²²⁷
- Multi-GNSS-Empfänger, z.B. für GLONASS, Galileo, zur verbesserten Verfügbarkeit von Navigationssatelliten auch bei eingeschränkter Sichtbarkeit.²²⁸
- Deep-Integration-GNSS-Empfänger mit Rückkopplung von Dynamikgrößen aus dem Fusionsfilter in die empfängerinternen Regelkreise zur Verbesserung des Satelliten-Trackings und Reduktion des Empfangsrauschens.²²⁹
- Verwendung mehrerer GNSS-Empfänger mit verteilten Antennen zur Stützung der mehrdimensionalen Ausrichtung des Fahrzeugs, ggf. auch im Stillstand.
- Magnetometer / Kompass zur Schätzung der Fahrzeugausrichtung im Stillstand mit Hilfe des Erdmagnetfelds.
- Barometer zur Stützung der Höhenkomponente der Position durch Luftdruckmessung.
- Verwendung zusammen mit digitalen Karten und bekannten oder gelernten Landmarken zur verbesserten Absolutortung²³⁰.
- (Stereo-) Kamera zur schlupffreien Geschwindigkeits- und Drehratenmessung relativ zur Umgebung, z.B. durch Disparität und Verschiebung.²³¹

²²⁷ Mansfeld, W.: Satellitenortung und Navigation, 3. Auflage, 2010, Abschnitt 3.3 / Tab. 3.14

²²⁸ Mansfeld, W.: Satellitenortung und Navigation, 3. Auflage, 2010, Abschnitt 4.6

²²⁹ Siehe Abschnitt 3.2

²³⁰ vgl. Lategahn, H.: Mapping and Localization in Urban Environments Using Cameras, 2013

²³¹ Dang, T. et al.: Visuelle mobile Wahrnehmung durch Fusion von Disparität und Verschiebung, 2005

- Radar- und Lidar-Sensoren²³²
 - Schätzung von Relativgeschwindigkeiten zu anderen Fahrzeugen.
 - Schätzung von Relativgeschwindigkeiten zu festen Objekten.
 - Rückführung von fusionierten Daten zur Stützung von Objekthypothesen der Sensoren.
 - Kopplung, ggf. auch auf stochastischer Ebene, mit Grid-Mapping-Algorithmen²³³.
- Federwegsensoren an den Radaufhängungen zur Schätzung von Wank- und Nickwinkel des Fahrzeuges unabhängig von der Neigung der Aufstandsfläche des Fahrzeuges

Die umgesetzte Systemarchitektur ist allgemein gehalten und ermöglicht die modulare Integration anderer Komponenten ohne die Notwendigkeit, Änderungen an bestehenden Integrationskonzepten durchzuführen. Damit ist das Fusionsfilter mit verschiedenen Ansätzen, wie in Abschnitt 3.2 beschrieben, erweiterbar. Ebenso ist die Portierbarkeit des Filters in verschiedene Sensorumgebungen gegeben, und damit auch ein Einsatz außerhalb von Straßenfahrzeugen, wie in der See-, Luft- und Raumfahrt möglich.

²³² Winner, H.: Radarsensorik, 2009

Geduld, G.: Lidarsensorik, 2009

²³³ Grewe, R. et al.: Towards a Generic and Efficient Environment Model for ADAS, 2012

A Anhang

A.1 Strapdown-Algorithmus²³⁴

Konvertierung der IMU-Messungen aus fahrzeugfesten Koordinaten in Navigationskoordinaten durch Drehung um die zuletzt bekannte Ausrichtung:

$$\vec{a}_n^{Corr} = \hat{\mathbf{C}}_{b_r}^n \cdot \vec{a}_b^{Corr} \quad (7.1)$$

$$\vec{\omega}_n^{Corr} = \hat{\mathbf{C}}_{b_r}^n \cdot \vec{\omega}_b^{Corr} \quad (7.2)$$

Kompensation der Coriolisbeschleunigung aus der letzten Messepoche (Näherung) und der Erdbeschleunigung, um die approximierte Fahrzeugbeschleunigung in Navigationskoordinaten zu erhalten:

$$\vec{a}_n^{F,approx} = \vec{a}_n^{Corr} - \vec{g}_n^e - \vec{a}_{n_r}^{cor} \quad (7.3)$$

Berechnung der approximierten Fahrzeuggeschwindigkeit in Navigationskoordinaten:

$$\vec{v}_n^{approx} = \hat{v}_{n_r} + \vec{a}_n^{F,approx} \cdot \Delta t \quad (7.4)$$

Mit dieser approximierten Geschwindigkeit wird gemäß A.4 die aktuelle Transportrate $\vec{\omega}_n^{tr}$ und gemäß A.5 die Coriolisbeschleunigung \vec{a}_n^{cor} berechnet, und damit die endgültige Fahrzeugbeschleunigung berechnet.

$$\vec{a}_n^F = \vec{a}_n^{Corr} - \vec{g}_n^e - \vec{a}_n^{cor} \quad (7.5)$$

Die aktuelle Fahrzeuggeschwindigkeit ergibt sich aus der Summation dieser Beschleunigung auf den vorherigen Wert. Weiterhin wird die Geschwindigkeitskorrektur aus dem Fusionsfilter angebracht:

$$\hat{v}_n = \hat{v}_{n_r} + \vec{a}_n^F \cdot \Delta t + \hat{\mathbf{C}}_{b_r}^n \cdot \Delta \vec{v}_b \quad (7.6)$$

Die von der Erddreh- und Transportrate befreite Fahrzeugdrehrate wird berechnet:

$$\vec{\omega}_b^F = \vec{\omega}_b^{Corr} - \hat{\mathbf{C}}_{b_r}^{nT} \cdot (\vec{\omega}_n^e + \vec{\omega}_n^{tr}) \quad (7.7)$$

²³⁴ vgl. Titterton, D. H., Weston, J. L.: Strapdown Inertial Navigation Technology, 2004, Abschnitt 3

Das seit dem letzten Abtastschritt gemessene Winkelinkrement wird berechnet:

$$\Delta \vec{\Omega}_b^F = \vec{\omega}_b^F \cdot \Delta t \quad (7.8)$$

Aus den Winkelinkrementen wird gemäß A.8 die Drehmatrix \mathbf{C}_b^F berechnet. IMU und Filter messen bzw. schätzen die Drehinkremente in allen Achsen zeitgleich. Hierbei wird die Euler-Reihenfolge vernachlässigt.²³⁵ Um dennoch die hierbei entstehenden Fehler zu minimieren, werden die Winkелеlemente möglichst klein gehalten. Dafür wird die Korrektur aus dem Fusionsfilter zunächst in Body-Koordinaten konvertiert

$$\Delta \vec{\Omega}_b^C = \hat{\mathbf{C}}_{b_r}^{nT} \cdot \Delta \vec{\psi}_n \quad (7.9)$$

und gemäß A.8 die Drehmatrix \mathbf{C}_b^C berechnet. Die neue, korrigierte Drehmatrix berechnet sich als:

$$\hat{\mathbf{C}}_n^b = \hat{\mathbf{C}}_{n_r}^b \cdot \mathbf{C}_b^F \cdot \mathbf{C}_b^C \quad (7.10)$$

Zur Aktualisierung und Korrektur der Position wird die gefahrene Strecke seit dem letzten Abtastschritt berechnet:

$$\vec{s}_n^F = \vec{v}_n \cdot \Delta t \quad (7.11)$$

Gemäß A.9 wird aus \vec{s}_n^F das Positionsinkrement $\Delta \vec{\Phi}_e^F$ berechnet. Ebenso wird das Positionsinkrement $\Delta \vec{\Phi}_e$ aus den Korrekturen des Fusionsfilters $\Delta \vec{\Phi}_n$ berechnet. Die Position wird mit diesen Inkrementen aktualisiert:

$$\hat{\vec{\Phi}}_e = \hat{\vec{\Phi}}_{e_r} + \Delta \vec{\Phi}_e^F + \Delta \vec{\Phi}_e \quad (7.12)$$

A.2 Summation von Fehlerinkrementen zu Gesamtfehlern

Die vom Fusionsfilter ausgegebenen Fehlerinkremente der IMU-Fehler werden zur Korrektur im Strapdown-Algorithmus taktgleich mit dem Basissystem zu den absoluten Zustandsgrößen aufsummiert:

$$\vec{\zeta} \vec{a}_b = \vec{\zeta} \vec{a}_{b_r} + \Delta \vec{\zeta} \vec{a}_b \quad (7.13)$$

$$\vec{\delta} \vec{a}_b = \vec{\delta} \vec{a}_{b_r} + \Delta \vec{\delta} \vec{a}_b \quad (7.14)$$

²³⁵ vgl. Titterton, D. H., Weston, J. L.: Strapdown Inertial Navigation Technology, 2004, Abschnitt 9.5

$$\overrightarrow{\zeta\omega}_b = \overrightarrow{\zeta\omega}_{b_r} + \Delta\overrightarrow{\zeta\omega}_b \quad (7.15)$$

$$\overrightarrow{\delta\omega}_b = \overrightarrow{\delta\omega}_{b_r} + \Delta\overrightarrow{\delta\omega}_b \quad (7.16)$$

A.3 Berechnung der Erddrehrate in Navigationskoordinaten²³⁶

Transformation der als Betrag Ω^e gegebenen Erddrehrate in Navigationskoordinaten, abhängig von der Breite der aktuellen Position:

$$\vec{\omega}_n^e = \begin{bmatrix} 0 \\ \Omega^e \cdot \cos(\hat{\Phi}_{e,b}) \\ \Omega^e \cdot \sin(\hat{\Phi}_{e,b}) \end{bmatrix} \quad (7.17)$$

A.4 Berechnung der Transportrate in Navigationskoordinaten²³⁷

Berechnung der Drehrate durch die translatorische Bewegung entlang der gekrümmten Ellipsoidoberfläche der Erde

$$\vec{\omega}_n^{tr} = \begin{bmatrix} \frac{-\hat{v}_{n,n}}{M^e + \Phi_{e,h}} \\ \frac{\hat{v}_{n,e}}{N^e + \Phi_{e,h}} \\ \frac{\hat{v}_{n,e} \cdot \tan(\Phi_{e,b})}{N^e + \Phi_{e,h}} \end{bmatrix} \quad (7.18)$$

²³⁶ vgl. Wendel, J.: Integrierte Navigationssysteme, 2007, Gl. 3.120

²³⁷ vgl. Wendel, J.: Integrierte Navigationssysteme, 2007, Gl. 3.121

A.5 Berechnung der Coriolisbeschleunigung durch die Erddrehrate²³⁸

Berechnung der Coriolisbeschleunigung durch die Bewegung des Fahrzeugs auf der sich drehenden Erde:

$$\vec{a}_n^{cor} = (2 \cdot \vec{\omega}_n^e + \vec{\omega}_n^{tr}) \times \hat{v}_n \quad (7.19)$$

A.6 Berechnung der lokalen Erdbeschleunigung in Navigationskoordinaten

Berechnung der lokalen Erdbeschleunigung nach dem GRS1980-Modell²³⁹

Definierte Modellkonstanten:

$$\begin{aligned} g_0 &= 9.7803267715 & a &= 5.2790414 \cdot 10^{-3} \\ b &= 2.32718 \cdot 10^{-5} & c &= 1.262 \cdot 10^{-7} & d &= 7 \cdot 10^{-10} \\ u &= 0.3086 \cdot 10^{-6} & v &= 4.3 \cdot 10^{-9} & w &= 7.2 \cdot 10^{-13} \end{aligned}$$

$$\varepsilon = \sin(\hat{\Phi}_{e,b})$$

Berechnungsvorschrift:

$$\gamma_0 = g_0 \cdot (1 + a \cdot \varepsilon^2 + b \cdot \varepsilon^4 + c \cdot \varepsilon^6 + d \cdot \varepsilon^8) \quad (7.20)$$

$$\gamma = \gamma_0 - \left(u - (v \cdot \varepsilon^2 \cdot \hat{\Phi}_{e,h}) + (w \cdot \hat{\Phi}_{e,h}^2) \right) \quad (7.21)$$

Erdbeschleunigungsvektor in Navigationskoordinaten:

$$\vec{g}_n^e = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \gamma \end{bmatrix} \quad (7.22)$$

²³⁸ vgl. Wendel, J.: Integrierte Navigationssysteme, 2007, Gl. 3.179

²³⁹ vgl. Moritz, H.: Geodetic Reference System 1980, 2000

A.7 Berechnung der Ellipsoidparameter²⁴⁰

Berechnungsvorschrift nach WGS84 für den Querkrümmungshalbmesser N^e und den Meridiankrümmungshalbmesser M^e

WGS84 Parameter:

Große Halbachse: $a = 6378137\text{m}$

Inverse Abplattung: $1/f = 298.257223563$

Berechnung der Exzentrizität:

$$e = \sqrt{2 \cdot f - f^2} \quad (7.23)$$

Berechnung der Ellipsoidparameter:

Meridiankrümmungsradius:

$$M^e = \frac{a \cdot (1 - e^2)}{(1 - e^2 \cdot \sin^2(\hat{\Phi}_{e,b}))^{\frac{3}{2}}} \quad (7.24)$$

Querkrümmungsradius:

$$N^e = \frac{a}{(1 - e^2 \cdot \sin^2(\hat{\Phi}_{e,b}))^{\frac{1}{2}}} \quad (7.25)$$

A.8 Berechnung einer Drehmatrix²⁴¹

Die Berechnung der Drehmatrix \mathbf{C} mit dem Differenzwinkelvektor $\Delta\vec{\Omega}$ erfolgt nach der Eulerwinkel-Konvention in der Reihenfolge Yaw Ψ , Pitch θ , Roll φ .

$$\mathbf{C}_\Psi = \begin{bmatrix} \cos(\Psi) & -\sin(\Psi) & 0 \\ \sin(\Psi) & \cos(\Psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (7.26)$$

$$\mathbf{C}_\theta = \begin{bmatrix} \cos(\theta) & 0 & \sin(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{bmatrix} \quad (7.27)$$

²⁴⁰ vgl. Wendel, J.: Integrierte Navigationssysteme, 2007, Abschnitt 3.1.1

²⁴¹ vgl. Titterton, D. H., Weston, J. L.: Strapdown Inertial Navigation Technology, 2004, Abschnitt 3.6.2ff

$$\mathbf{C}_\varphi = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\varphi) & -\sin(\varphi) \\ 0 & \sin(\varphi) & \cos(\varphi) \end{bmatrix} \quad (7.28)$$

$$\mathbf{C} = \mathbf{C}_\psi \cdot \mathbf{C}_\theta \cdot \mathbf{C}_\varphi \quad (7.29)$$

A.9 Berechnung eines Positionsinkrements²⁴²

Berechnung eines Positionsinkrements $\Delta\vec{\Phi}_e$ in erdfesten ellipsoidischen Koordinaten aus einer Strecke \vec{s}_n in Navigationskoordinaten:

$$\Delta\vec{\Phi}_e = \begin{bmatrix} \frac{s_{n,e}}{(N^e + \hat{\Phi}_{e,h}) \cdot \cos(\hat{\Phi}_{e,b})} \\ \frac{s_{n,n}}{M^e + \hat{\Phi}_{e,h}} \\ s_{n,u} \end{bmatrix} \quad (7.30)$$

²⁴² vgl. Wendel, J.: Integrierte Navigationssysteme, 2007, Gl. 3.176 – 3.178

Literaturverzeichnis

Abdelghani, M., Friswell, M.I.: A Parity Space Approach to Sensor Validation. IMAC XIX - 19th International Modal Analysis Conference, 2001

Abdel-Hafez, M. F.: Detection of Bias in GPS Satellites' Measurements: A Probability Ratio Test Formulation. IEEE Transactions on Control Systems Technology, Volume PP, Issue 99, 2013

Abuhashim, T. S., Abdel-Hafez, M. Mf., Al-Jarrah, M. A.: Building a Robust Integrity Monitoring Algorithm for a Low Cost GPS-aided-INS System. International Journal of Control, Automation, and Systems, 2010, S. 1108-1122

Agogino, A., Chao, S., Goebel, K., Alag, S., Cammon, B., Wang, J.: Intelligent Diagnosis Based on Validated and Fused Data for Reliability and Safety Enhancement of Automated Vehicles in an IVHS. Institute of Transportation Studies, University of California, Berkeley, California PATH Research Report UCB-ITS-PRR-98-17, 1988

Bar-Shalom, Y., Rong Li, X., Kirubarajan, T.: Estimation with Applications to Tracking and Navigation. John Wiley & Sons, 2001, ISBN 0-471-61655-X

Bauer, M.: Vermessung und Ortung mit Satelliten, 6. Auflage. Wichmann Verlag, 2011, ISBN 978-3879074822

Beschorner, J.: Seminar Automobile Systeme in der Automatisierung. Universität Koblenz-Landau, FB Informatik, Prof. Dr. Dieter Zöbel, 2012

Bevley, D. M., Cobb, S.: GNSS for Vehicle Control. Artech House, 2010, ISBN 978-1-59693-301-9

Bhatti, U. I.: An Improved Sensor Level Integrity Algorithm for GPS/INS Integrated System. ION GNSS 19th International Technical Meeting of the Satellite Division, Fort Worth, 2006

Bhatti, U. I.: Improved integrity algorithms for integrated GPS/INS systems in the presence of slowly growing errors. Dissertation, Centre for Transport Studies, Department of Civil and Environmental Engineering, Imperial College London, London, United Kingdom, 2007

Bhatti, U. I., Ochieng, W. Y.: Detecting Multiple failures in GPS/INS integrated system: A Novel architecture for Integrity Monitoring. Journal of Global Positioning Systems, Vol.8, No.1, 2009, S. 26-42

Bickford, R. L., Bickmore, T. W., Caluori, V. A.: Real Time Sensor Validation For Autonomous Flight Control. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1997

- Braess, H.-H., Seiffert, U.:** Vieweg Handbuch Kraftfahrzeugtechnik, 4. Auflage. Vieweg Verlag, 2005, ISBN 3-528-33114-3
- Braisted, P.E., Beckmann, M.:** Fault Detection and Exclusion Method for Navigation Satellite Receivers. United States Patent, Patent Number: 5.808.581, 1998
- Brown, A., Mathews, B.:** A Robust GPS/INS Kinematic Integrity Algorithm for Aircraft Landing. Proceedings of ION GNSS, Fort Worth, Texas, 2006
- Brown, R. G.:** A Baseline RAIM Scheme and a Note on the Equivalence of Three RAIM Methods. Proceedings of the 1992 National Technical Meeting of The Institute of Navigation, 1992, S. 127 – 137
- Bundesministerium der Justiz und für Verbraucherschutz:** Straßenverkehrs-Zulassungs-Ordnung (StVZO). Stand 26.04.2012
- Büsing, H.-G., Haak, U., Hecker, P.:** Odometer-aided Instantaneous Signal Reacquisition for Automotive GNSS Receivers. 24th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation, Portland, 2011
- Costa, E.:** Simulation of the Effects of Different Urban Environments on GPS Performance Using Digital Elevation Models and Building Databases. IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, Vol. 12, No. 3, 2011
- Dang, T., Hoffmann, C., Stiller, C.:** Visuelle mobile Wahrnehmung durch Fusion von Disparität und Verschiebung. In: Maurer, M., Stiller, C. (Hrsg): Fahrerassistenzsysteme mit maschineller Wahrnehmung, Springer Verlag, 2005, ISBN 3-540-23296-6
- Darms, M.:** Eine Basis-Systemarchitektur zur Sensordatenfusion von Umfeldsensoren für Fahrerassistenzsysteme. Dissertation, TU Darmstadt, Fachgebiet Fahrzeugtechnik, 2007. Fortschritt-Berichte VDI, Reihe 12, Nr. 653, ISBN 978-3-18-365312-6
- Darms, M.:** Fusion umfelderfassender Sensoren. In: Winner, H., Hakuli, S., Wolf, G. (Hrsg.): Handbuch Fahrerassistenzsysteme, 1. Auflage, Abschnitt 17. Vieweg + Teubner, 2009, ISBN 978-3-8348-0287-3
- Deutsches Institut für Normung:** DIN70000 - Straßenfahrzeuge; Fahrzeugdynamik und Fahrverhalten. Beuth Verlag, 1994
- Diesel, J., Luu, S.:** GPS/IRS AIME: Calculation of Thresholds and Protection Radius Using Chi-Square Methods. Proceedings of the 8th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation, 1995
- Ding, J., Wesley Hines, J.W., Rasmussen, B.:** Independent Component Analysis for Redundant Sensor Validation. The University of Tennessee, Nuclear Engineering Department, Knoxville, 2004
- Feng, S., Ochieng, W.:** Integrity of Navigation System for Road Transport. Centre for Transport Studies, Imperial College London, London, 2007

- Ge, L., Han, S. Rizos, C.:** Multipath Mitigation of Continuous GPS Measurement Using an Adaptive Filter. John Wiley and Sons, GPS Solutions, Vol. 4, No. 2, 2000, S. 10-30
- Geduld, G.:** Lidarsensorik. In: Winner, H., Hakuli, S., Wolf, G. (Hrsg.): Handbuch Fahrerassistenzsysteme, 1. Auflage, Abschnitt 17. Vieweg + Teubner, 2009, ISBN 978-3-8348-0287-3
- Goebel, K., Agogino, A.:** Fuzzy sensor fusion for gas turbine power plants. Proceedings of SPIE, Sensor Fusion: Architecture, Algorithms, and Applications III, Vol. 3719, 1999, S. 52-61
- Gopalakrishnan, A., Kaisare, N. S., Narasimhan, S.:** Journal of Process Control 21. Department of Chemical Engineering, Indian Institute of Technology, Elsevier Verlag, 2011, S. 119–129
- Grewe, R., Hohm, A., Hegemann, S., Lueke, S., Winner, H.:** Towards a Generic and Efficient Environment Model for ADAS. Intelligent Vehicles Symposium, Alcalá de Henares, 2012
- Gross-Bölting, M., Kolkman, D.:** Verfahren zum Abgleich eines Systems zum Messen der Gierrate eines Kraftfahrzeuges sowie ein solches System. Patent EP 1 264 749 B1, Hella KGaA Hueck & Co., 2002
- Groves, P. D.:** Principles of GNSS, Inertial and Multisensor Integrated Navigation Systems. Artech House, 2008, ISBN 978-1-58053-255-6
- Günthner, S., Kolbe, A., Schmid, B., Simon, O., Stählin, U.:** Fahrzeug-Sensor-Knoten. Continental Teves AG & Co. oHG, Patent WO 2011 / 098333 A1, 2011
- Hackenberg, U., Heißing, B.:** Die fahrdynamischen Leistungen des Fahrer-Fahrzeug-Systems im Straßenverkehr. Automobiltechnische Zeitung (ATZ), Nr. 84, 1982
- Hewitson, S., Wang, J.:** Extended Receiver Autonomous Integrity Monitoring (eRAIM) for GNSS/INS Integration. Journal of Surveying Engineering, Vol. 136, No. 1, 2010
- Hofmann-Wellenhof, B., Legat, K., Wieser, M.:** Principles of Positioning and Guidance. Springer Verlag, 2003, ISBN 3-211-00828-4
- Hofmann-Wellenhof, B., Lichtenegger, H., Collins, J.:** GPS – Theory and Practice. Springer Verlag, Second Edition, 1994, ISBN 038-7-82477-4
- Hwang, D. H., Lim, D. W., Cho, S. L., Lee, S. J.:** Unified Approach to Ultra-Tightly-Coupled GPS/INS Integrated Navigation System. IEEE A&E Systems Magazine, 2011
- Hwang, P. Y., Brown, R. G.:** NIOAIM Integrity Monitoring Performance In Simultaneous Two-Fault Satellite Scenarios. ION GNSS 18th International Meeting of the Satellite Division, Long Beach, 2005

- Ibargüengoytia, P. H., Sucar, L. E., Vadera, S.:** Real Time Intelligent Sensor Validation. IEEE Transactions on Power Systems, Vol. 16, No. 4, 2001
- Iqbal, U., Georgy, J., Abdelfatah, W. F., Korenberg, M.J., Noureldin, A.:** Pseudoranges Error Correction in Partial GPS Outages for a Nonlinear Tightly Coupled Integrated System. IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, Vol. 14, No. 3, 2013
- Keller, F., Lüder, J., Urban, W., Winner, H.:** Verfahren und Vorrichtung für die Bestimmung von Offsetwerten durch ein Histogrammverfahren. Patent DE 000010205971 A1, Robert Bosch GmbH, 2002
- Keller, F., Lüder, J., Urban, W., Winner, H.:** Verfahren und Vorrichtung für die Bestimmung von Offsetwerten durch ein Regressionsverfahren. Patent DE 000010206016 A1, Robert Bosch GmbH, 2002
- Khider, M., Jost, T., Sánchez, E. A., Robertson, P., Angermann, M.:** Bayesian Multisensor Navigation Incorporating Pseudoranges and Multipath Model. IEEE/ION, Position Location and Navigation Symposium (PLANS), 2010
- Kumar, M., Garg, D. P., Zachery, R. A.:** A Generalized Approach for Inconsistency Detection in Data Fusion from Multiple Sensors. Proceedings of the 2006 American Control Conference, Minneapolis, 2006
- Kuusniemi, H.:** User-Level Reliability and Quality Monitoring in Satellite-Based Personal Navigation. Dissertation, Tampere University of Technology, 2005
- Lategahn, H.:** Mapping and Localization in Urban Environments Using Cameras. Dissertation, Institut für Mess- und Regelungstechnik, Karlsruher Institut für Technologie (KIT), 2013, ISBN 978-3-7315-0135-0
- Leinen, S.:** Parameterschätzung I Vorlesungsskript. Institut für Physikalische Geodäsie der TU Darmstadt (jetzt: Fachgebiet Physikalische Geodäsie und Satellitengeodäsie), 2009
- Le Marchand, O., Bonnifait, P., Ibañez-Guzmán, J., Bétaille, D.:** Vehicle Localization Integrity Based on Trajectory Monitoring. Intelligent Robots and Systems, St. Louis, 2009
- Liu, J., Tang, T., Gai, B. G., Wang, J., Chen, D. W.:** Integrity assurance of GNSS-based train integrated positioning system. Science China Technological Sciences, Vol. 54, No. 7, 2011
- Lüddecke, K., Rahmig, C.:** Berücksichtigung umgebungsbedingter Fehlereinflüsse bei der Fusion von Ortungssensordaten für Eisenbahnanwendungen. Deutsche Gesellschaft für Ortung und Navigation, POSNAV ITS, 2011

Lunze, J.: Regelungstechnik 2. Mehrgrößensysteme, Digitale Regelung. 7. Auflage. Springer Vieweg, 2013, ISBN 978-3-642-29561-4

Lutz, A.: Realisierung und Bewertung von Navigationsmethoden zur fahrzeugautonomen Positionsbestimmung mit low-cost Sensorik. Dissertation, TU Darmstadt, Fachgebiet Flugsysteme und Regelungstechnik, 2008

Mansfeld, W.: Satellitenortung und Navigation, 3. Auflage. Vieweg + Teubner, 2010, ISBN 978-3-8348-0611-6

Moritz, H.: Geodetic Reference System 1980. Springer Verlag, International Association of Geodesy: Journal of Geodesy, No. 74, 2000

Murano, T., Yonekawa, T., Aga, M., Nagiri, S.: Development of High-Performance Driving Simulator. SAE International, 2009

Navstar GPS Space Segment / Navigation User Interfaces: IS-GPS-200, Interface Specification Revision D. Space and Missile Systems Center (SMC), Navstar GPS Joint Program Office (SMC/GP), El Segundo, California, 2006

Niebuhr, J., Lindner, G.: Physikalische Messtechnik mit Sensoren, 5. überarbeitete Auflage. Oldenbourg Industrieverlag, 2002, ISBN 3-486-27007-9

Obst, M., Bauer, S., Wanielik, G.: Urban Multipath Detection and Mitigation with Dynamic 3D Maps for Reliable Land Vehicle Localization. IEEE/ION , Position Location and Navigation Symposium (PLANS), 2012

Ochieng, W. Y., Feng, S., Moore, T., Hill, C., Hide, C.: User Level Integrity Monitoring and Quality Control for High Accuracy Positioning using GPS/INS Measurements. Journal of Global Positioning Systems, Vol. 7, No. 2, 2008, S. 104-114

Pacejka, H. B., Bakker, E.: The Magic Formula Tyre Model. Tyre Models for Vehicle Dynamics Analysis, 1993

PhaniShankar, C. V., Orth, S., Frolik, J., Abdelrahman, M.: Fuzzy Rules for Automated Sensor Self-validation and Confidence Measure. Proceedings of the American Control Conference, Chicago, Illinois, 2000

Pourret, O., Naim, P., Marcot, B.: Bayesian Networks: A Practical Guide to Applications. Jon Wiley & Sons, 2008

Pullen, S.: Quantifying the Performance of Navigation Systems and Standards for assisted-GNSS. InsideGNSS, Sept. / Okt. 2008

Reif, K.: Automobilelektronik, 2. Auflage. Vieweg Verlag, 2007, ISBN 978-3-8348-0297-2

Reimpell, J., Sponagel, P.: Fahrwerktechnik: Reifen und Räder. Vogel-Buchverlag, 1986, ISBN 3-8023-0737-2

- Salgueiro, F., Sanguino, J., Rodrigues, A.:** Weighted Total Least Squares RAIM Algorithm Using Carrier Phase Measurements. IEEE, 2012, ISBN 978-1-4673-2011-5
- Schlotterer, M.:** Robuste Schätzung und Sensorfusion zur Navigation von wiederverwendbaren Raumtransportern. Dissertation, Universität Bremen, Fachbereich Produktionstechnik, Cuvillier Verlag Göttingen, 2007, ISBN 978-3-86727-538-5
- Simon, D.:** Optimal State Estimation. John Wiley & Sons, 2006, ISBN 978-0-471-70858-2
- Soika, M.:** A Sensor Failure Detection Framework for Autonomous Mobile Robots. Proceedings of the IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, 1997
- Strang, T., Schubert, F., Thöler, S., Oberweis, R., et al.:** Lokalisierungsverfahren. Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR), Institut für Kommunikation und Navigation, 2008
- Sukkarieh, S., Nebot, E. M., Durrant-Whyte, H. F.:** A High Integrity IMU/GPS Navigation Loop for Autonomous Land Vehicle Applications. IEEE Transactions on Robotics and Automation, Vol. 15, No. 3, 1999
- Thrun, S., Burgard, W., Fox, D.:** Probabilistic Robotics. The MIT Press, Massachusetts Institute of Technology, 2006, ISBN 978-0-262-20162-9
- Titterton, D. H., Weston, J. L.:** Strapdown Inertial Navigation Technology. The Institution of Electrical Engineers, 2nd Edition, 2004, ISBN 0-86341-358-7
- Toledo-Moreo, R., Zamora-Izquierdo, M. A., Úbeda-Miñarro, B., Gómez-Skarmeta, A. F.:** High-Integrity IMM-EKF-Based Road Vehicle Navigation With Low-Cost GPS/SBAS/INS. IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, Vol. 8, No. 3, 2007
- Wegener, M., Schnieder, E.:** Definition der Messqualität und ihre quantitative Bestimmung. Deutsche Gesellschaft für Ortung und Navigation, POSNAV ITS, 2013
- Wendel, J.:** Integrierte Navigationssysteme. Sensordatenfusion, GPS und Inertiale Navigation. Oldenbourg Wissenschaftsverlag, 2007, ISBN 978-3-4865-8160-7
- Winner, H.:** Radarsensorik. In: Winner, H., Hakuli, S., Wolf, G. (Hrsg.): Handbuch Fahrerassistenzsysteme, 1. Auflage, Abschnitt 17. Vieweg + Teubner, 2009, ISBN 978-3-8348-0287-3
- Wu, X., Wu, S., Wang, J. L. J.:** A Fast Integrity Algorithm for the Ultra-tight Coupled GPS/INS System. 9th International Conference on Signal Processing, 2008
- Young, R. S. Y., McGraw, G. A.:** Fault Detection and Exclusion Using Normalized Solution Separation and Residual Monitoring Methods. NAVIGATION, Journal of the Institute of Navigation, Vol. 50, No. 3, 2003, S. 151-170

Eigene Veröffentlichungen²⁴³

Dziubek, N., Winner, H., Becker, M., Leinen, S.: Fahrstreifengenaue Ortung von Kraftfahrzeugen durch Datenfusion und Fehlerkompensation von Standard-Seriensensoren. DGON POSNAV ITS, Darmstadt, 2011

Dziubek, N., Winner, H., Becker, M., Leinen, S.: Sensordatenfusion zur hochgenauen Ortung von Kraftfahrzeugen mit integrierter Genauigkeits- und Integritätsbewertung der Sensorsignale. 5. Tagung Fahrerassistenz, München, 2012

Dziubek, N.: A System Architecture for Heterogeneous Signal Data Fusion, Integrity Monitoring and Estimation of Signal Quality. Automotive Systems Engineering, Springer Verlag, 2013

Dziubek, N.: Verfahren zum Auswählen eines Satelliten. Continental Teves AG & Co. oHG, Offenlegungsschrift DE102012216211A1, 2013

Dziubek, N.: Verfahren zum Schätzen von Reifenparametern für ein Fahrzeug. Continental Teves AG & Co. oHG, Offenlegungsschrift DE102012216213A1, 2013

Dziubek, N.: Zeitkorrigiertes Sensorsystem. Continental Teves AG & Co. oHG, Offenlegungsschrift DE102012216215A1, 2013

Dziubek, N.: Ausrichtungsmodell für ein Sensorsystem. Continental Teves AG & Co. oHG, Offenlegungsschrift DE102012216217A1, 2013

Dziubek, N., Martin, J.: Sensorsystem umfassend ein Fusionsfilter zur gemeinsamen Signalverarbeitung. Continental Teves AG & Co. oHG, Offenlegungsschrift DE102012216218A1, 2013

Dziubek, N.: Sensorsystem mit einer Fahrzeugmodelleinheit. Continental Teves AG & Co. oHG, Offenlegungsschrift DE102012216220A1, 2013

Dziubek, N., Winner, H.: Sensorsystem zur eigenständigen Bewertung der Genauigkeit seiner Daten. Continental Teves AG & Co. oHG, Offenlegungsschrift DE102012219475A1, 2013

Dziubek, N., Winner, H.: Sensorsystem zur eigenständigen Bewertung der Integrität seiner Daten. Continental Teves AG & Co. oHG, Offenlegungsschrift DE102012219478A1, 2013

²⁴³ Zum Zeitpunkt der Einreichung befanden sich mehrere auf Erkenntnissen dieser Arbeit beruhende Patente in der Anmeldephase und können daher nicht hier genannt werden.

Steinhardt, N., Winner, H., Becker, M., Leinen, S.: Entwurf und Umsetzung einer Systemarchitektur zur Echtzeitfusion und Qualitätsbewertung heterogener, redundanter Messdaten im Kraftfahrzeug. DGON POSNAV ITS, Berlin, 2013

Betreute studentische Arbeiten

Dominiak, C.: Konzeption, Einbau und Verifikation von Messtechnik für die Fusion von GNSS- und Fahrdynamikdaten in einem Versuchsträger. Bachelor Thesis Nr. 1058/10, 2011

Freudenstein, P.: Entwicklung einer Methodik zur Verifikation und systematischen Fehleranalyse eines Sensordaten-Fusionsalgorithmus. Bachelor Thesis Nr. 1106/12, 2012

Grewe, R.: Fehlerbetrachtung und Erweiterung eines gridbasierten Verfahrens zur Umfeldbeschreibung. Diplomarbeit Nr. 481/10, 2010

Heide, D.: Entwicklung einer erweiterten Fehlererkennung und Signal-plausibilisierung in einem Fusionsfilter mit Tightly Coupled GPS. Bachelor Thesis Nr. 1097/11, 2012

Ismer, R.: Erstellung eines Berechnungsmodells zur Vorverarbeitung von Odometriemessungen zur Verwendung in einer Sensordatenfusion. Bachelor Thesis Nr. 1067/11, 2011

Jäger, S.: Untersuchung der Anforderungen an Messdaten-Integrität in Automotive-Anwendungen sowie entsprechende Weiterentwicklung eines Echtzeit-Bewertungsalgorithmus. Master Thesis Nr. 518/13, 2013

Jenewein, C.: Definition eines Genauigkeits- und Integritätsmaßes für eine Sensordatenfusion und dessen Umsetzung in einem Bewertungsalgorithmus. Diplomarbeit Nr. 501/12, 2012

Kraus, M.: Erweiterung und Inbetriebnahme eines Odometriemodells, Parametrierung des zugehörigen stochastischen Modells. Bachelor Thesis Nr. 1094/11, 2012

López, A.: Erstellung eines Vergleichs- und Auswertungstools für Messdaten zweier Versuchsträger-Fahrzeuge. Master Thesis Nr. 503/12, 2012

Mädler, J.: Literatur- und Patentrecherche bezüglich Methoden zur Navigation und Ortung. Bachelor Thesis Nr. 1070/11, 2011

Maetzel, S.: Funktionelle Verbesserung eines geschwindigkeitsbasierten Odometriemodells und dessen Erweiterung um nicht-ebene Radlasten. Bachelor Thesis Nr. 1098/11, 2012

Mirwaldt, P.: Erstellung eines Fahrzeugmodells zur Durchführung und Bewertung der Ortungsgenauigkeits-Verbesserung anhand von Fahrzeugsensorsignalen und GPS-Rohdaten. Diplomarbeit Nr. 476/10, 2010

- Müller, J.:** Erweiterung eines Filters zur Sensordatenfusion um Eingangsdaten aus GPS-Codemessungen und Trägerphasenmessungen. Bachelor Thesis Nr. 1059/10, 2011
- Nemitz, T.:** Erstellung eines streckenbasierten Odometriemodells zur Vorverarbeitung von Messdaten zur Verwendung in einer Sensordatenfusion. Bachelor Thesis Nr. 1071/11, 2011
- Noutangnin, Y.:** Literatur- und Patentrecherche zu Sensordatenfusion und Sensorfehlerkorrektur. Bachelor Thesis Nr. 1081/11, 2011
- Reuper, B.:** Erweiterung eines Filters zur Sensordatenfusion zur Schätzung von Odometrie- und Reifenparametern. Bachelor Thesis Nr. 1069/11, 2011
- Steier, J.:** Grundlagenrecherche zu Fahrzeugsensor-Stillstandsabgleich auf bewegtem Untergrund sowie Umsetzung eines Abgleichmodells für Echtzeitanwendung in Simulink. Bachelor Thesis Nr. 1046/13, 2013
- Surek, D.:** Analyse und Bewertung der Beobachtbarkeit, der Sensitivität auf Parameteränderungen und der Gesamtperformance eines Sensordaten-Fusionsalgorithmus. Bachelor Thesis Nr. 1047/13, 2013
- Thiem, M.:** Entwicklung und Umsetzung einer Methode zur Parametrierung eines Filters zur Sensordatenfusion. Bachelor Thesis Nr. 1088/11, 2012
- Unger, J.:** Optimierung der Nutzung von Tightly Coupled GPS-Daten in einem Kalman-Filter während des Fahrzeugstillstands. Bachelor Thesis Nr. 1111/12, 2012
- Urbanek, F.:** Umsetzung und Evaluierung einer Methode zur Berechnung der Genauigkeit von digital verarbeiteten Messdaten in einem Sensordaten-Fusionsalgorithmus. Bachelor Thesis Nr. 1138/13, 2013
- Wan, C.:** Integration und Charakterisierung eines innovativen Sensorkonzepts zur Fahrwerksregelung der nächsten Generation. Master Thesis Nr. 502/12, 2012
- Werr, S.:** Erstellung eines Algorithmus zum automatisierten Testen und Bewerten von Variationen einer Sensordatenfusion anhand standardisierter Testdaten. Studienarbeit Nr. 1117/12, 2012
- Wohlrab, S.:** Erweiterung eines Sensordatenfusionsmodells um eine Anfangswertschätzung und Initialisierungs- und Rücksetzungslogik. Bachelor Thesis Nr. 1102/12, 2012
- Zimmer, B.:** Analyse und Verbesserung der numerischen Stabilität und der Berechnungszeit eines echtzeitfähigen Sensordaten-Fusionsalgorithmus. Bachelor Thesis Nr. 1107/12, 2012
- Zumeri, B.:** Aufzeichnung und Überprüfung eines repräsentativen Messdatensatzes zum Einsatz in Fehlersuche- und Vergleichstools für einen Sensorfusionsalgorithmus. Bachelor Thesis Nr. 1133/12, 2012

Lebenslauf

Persönliche Daten

Name: Nico Andreas Steinhardt (geb. Dziubek)
Geburtsdatum: 02.03.1979
Geburtsort: Kronberg im Taunus
Familienstand: verheiratet (07/2013)
Nationalität: Deutsch

Schulzeit

1990 – 1999 Taunusschule Königstein (Gymnasium)
Königstein im Taunus

Zivildienst

08/1999 – 07/2000 Zivildienst, Stadt Kronberg im Taunus
Amt für Umwelt- und Naturschutz

Studium

10/2000 – 10/2007 Technische Universität Darmstadt
Studium der Elektro- und Informationstechnik, Schwerpunkt Regelungstechnik

Berufstätigkeit

11/2007 – 09/2009 Peiker acustic GmbH & Co. KG, Friedrichsdorf
Entwicklungsingenieur Hardware
10/2009 – 03/2014 Technische Universität Darmstadt
Wissenschaftlicher Mitarbeiter / Doktorand
Fachgebiet Fahrzeugtechnik & Fachgebiet Physikalische
Geodäsie und Satellitengeodäsie
Seit 05/2014 Honda Research Institute Europe GmbH, Offenbach
Senior Engineer